TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK V. WARSZAWA — GRUDZIEŃ 1937 r. Nr. 12

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

T R E Ś Ć:

NOWE PALIWA I SMARY LOTNICZE NA TLE WSPÓŁCZESNEGO ROZWOJU PRZEMYSŁU NAFTOWEGO *)

Inż. JAN TUSZYŃSKI

W dniach od 14 do 19 czerwca włącznie odbył się w Paryżu drugi międzynarodowy Kongres Naftowy, w którym uczestniczyłem służbowo z ramienia Instytutu Technicznego Lotnictwa. Obrady kongresu były prowadzone w pięciu sekcjach, przy czym zagadnienia, bezpośrednio interesujące dla lotnictwa, były poruszane w dwóch: użytkowej i chemiczno-rafineryjnej. Jako mechanik brałem udział w obradach pierwszej z nich, podczas gdy nie mniej interesująca sekcja chemiczno-rafineryjna była z ramienia Instytutu obsadzona przez inż. Mielnikową. Korzyści, dające się uzyskać z tego kongresu, polegały, jak to zwykle bywa, nie tylko na wysłuchaniu pewnej ilości referatów ale również na możliwości zawarcia szeregu kontaktów osobistych i wzięcia udziału w kilku interesujących wycieczkach.

W wypadku kongresu paryskiego korzyści, płynące z części odczytowej, były mniejsze, aniżeli przy innych, dobrze zorganizowanych kongresach. Przyczyną tego było znaczne opóźnienie w wydrukowaniu przez organizatorów referatów, zgłoszonych na kongres, wskutek czego zapoznanie się z nimi przed ich wysłuchaniem było uniemożliwione. Jeśli jeszcze wziąć pod uwagę, że nie wygłaszano referatów a ich streszczenia, i że opóźnienia w wydrukowaniu referatów dotyczyły przeważnie referatów amerykańskich, a więc najciekawszych, to powód mojego krytycznego ustosunkowania się do organizacji kongresu stanie się zupełnie zrozumiały. Nie potrzebuję zaznaczać, że wszystko to odbijało się na wartości dyskusji.

W dalszym ciągu spróbuję oświetlić dzisiejszy stan techniczny przemysłu naftowego w zakresie, interesującym lotnictwo, opierając się przede wszystkim na informacjach, zaczerpniętych podczas kongresu. Informacji tych było dość dużo, co może wydawać się dziwne, jeśli wziąć pod uwagę stosunkowo skromne znaczenie, jakie odgrywa produkcja lotnicza w całokształcie działalności przemysłu naftowego. Postaram się to wyjaśnić.

Produkcja lotnicza, nie będąca dla dzisiejszego przemysłu naftowego źródłem złotych interesów, zapewnia mu inne, nie mniej ważne korzyści. Produkcja ta, jako wymagającą maksimum wysiłków technicznych, dostarcza w razie osiągnięcia dodatnich wyników technicznych pierwszorzędnego materiału propagandowego, to też każda z szanujących się firm naftowych stara się zapewnić sobie prymat na tym polu. Ponadto firmy te zdają sobie sprawę z wielkich możliwości rozwojowych, stojących przed lotnictwem, i widzą w niedalekiej przyszłości powstanie warunków, w których dostawy dla potężnego wówczas lotnictwa staną się źródłem wielkich dochodów. W przewidywaniu takiej ewolucji starają się one dziś już zebrać te zdobycze i doświadczenia, bez których czerpanie z lotnictwa spodziewanych w przyszłości zysków stałoby się niemożliwe. Wreszcie należy pamiętać o tym, że ta „luksusowa zabawa" firm naftowych w lotnictwo ma niewyczerpane pokrycie w wielkich zyskach, które one ciągną z wspaniale rozwiniętej za granicą motoryzacji.

Niepoślednie znaczenie dla zainteresowania wielkich koncernów naftowych posiada oczywiście silna presja czynników państwowych, zdających sobie sprawę z wielkiego znaczenia, jakie ma lotnictwo dla obronności poszczególnych państw.

Wysiłek techniczny, konieczny dla wytworzenia nowoczesnych a więc wysokogatunkowych

*) Odczyt wygłoszony na zebraniu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych dnia 1 października 1937 r.
Streszczenie odczytu wraz z dyskusją zostało zamieszczone w T. N. L. — Nr. 10, str. 292.

produktów lotniczych, jest niewspółmiernie duży w stosunku do ilościowego zużycia tych produktów. Z tego względu metody, stosowane w danej chwili do wytworzenia produktów lotniczych, najlepiej odzwierciadlają chwilowy stan rozwoju technicznego przemysłu naftowego. Prawda ta bardzo wyraźnie wystąpiła na Kongresie Paryskim, czego przykładem może być przemówienie inauguracyjne prof. Weissa, który chcąc scharakteryzować dzisiejszy rozwój przemysłu naftowego, opisał dwa procesy, posiadające swe dzisiejsze znaczenie przede wszystkim dzięki temu, że pozwoliły na produkcję wysokogatunkowych paliw i olejów lotniczych. O procesach tych, opartych na katalizie i rafinacji rozpuszczalnikami, będzie mowa w dalszym ciągu.

Chcąc opisać etapy, w jakich następował rozwój produkcji lotniczej, najlepiej zdać w krótkości sprawę z dróg, po których szedł rozwój przemysłu naftowego. Przeżywał on kolejno trzy okresy, którym dominujące piętno nadały następujące metody produkcji: destylacja, kraking i kataliza. Otrzymanie przetworów ropnych na drodze destylacji nie wymaga szczegółowego wyjaśnienia; zaznaczę tylko, że polega ono na oddestylowaniu od siebie produktów, istniejących już w ropie w chwili jej wydobycia. Wprowadzony w wyniku dalszego rozwoju techniki kraking polega na poddaniu cięższych składników ropy (wszelkiego rodzaju oleje) działaniu wysokich ciśnień i temperatur, w wyniku czego rozkładają się one na inne składniki, wśród których główną rolę odgrywa benzyna. Oczywiście wprowadzenie krakingu wiąże się ściśle z rozwojem motoryzacji, dla której stosunkowo niewielkie ilości benzyny frakcyjnej (to znaczy otrzymanej na drodze destylacji) nie mogły wystarczyć. Trzecie, najdalej posunięte stadium rozwojowe przemysłu, kataliza, jest najcenniejszą zdobyczą nowoczesnej amerykańskiej techniki rafineryjnej. Dla scharakteryzowania polskiego przemysłu naftowego zaznaczę tylko, że znajduje się on dziś wciąż jeszcze pod znakiem destylacji.

Postęp w wytwarzaniu produktów lotniczych można również podzielić na trzy okresy: destylację, selekcję i katalizę. O ile destylacja polegała na rozdziale poszczególnych produktów jedynie na podstawie ich temperatur wrzenia, to selekcja wchodzi już w bardziej intymne cechy produktu. Mam tu na myśli jego budowę chemiczną, która w niemniejszym stopniu, niż temperatury wrzenia, wpływa na możność zastosowania produktu do tych lub innych celów. Selekcja będzie polegała więc na doborze do pewnego celu produktów nie tylko według ich temperatur wrzenia ale i według ich budowy chemicznej. W związku z tym można mieć do czynienia z selekcją rop, z których jedne dają produkty lepsze od drugich (np. ropy aromatyczne dają wysokooktanowe paliwa, ropy parafinowe — cenne oleje smarne) lub też z segregowaniem związków, zawartych w pewnej ropie, na więcej i mniej nadające się do pewnego celu. Tego ostatniego rodzaju selekcja znajduje zastosowanie w nowoczesnej metodzie rafinacji olejów smarnych rozpuszczalnikami, posiadającymi zdolność do oddzielenia węglowodorów parafinowych, najlepiej nadających się do smarowania silników, od węglowodorów innych typów.

Istotę katalizy najłatwiej zrozumieć na przykładzie. Przy produkcji benzyny krakingowej uwaga chemików koncentruje się na takich czynnikach, jak ciśnienie, temperatura i czas trwania reakcji, przy czym pewna stała jakość produktu jest zapewniana przez kontrolowanie tych warunków, nie zaś przez śledzenie za samym przebiegiem reakcyj, które przy krakingu zachodzą w większej ilości jednocześnie i całkowicie wymykają się spod możliwości zbadania ich. W przeciwieństwie do tego przy katalizie nacisk jest położony na poprowadzeniu reakcji w pewnym ściśle określonym i znanym kierunku i otrzymaniu takiego produktu lub grupy produktów, jakie są nam potrzebne. Pewne katalizatory prowadzą reakcję w pewnym kierunku, inne w innym. Dzięki temu chemicy zyskują jednego cennego sprzymierzeńca, który pozwala im prowadzić reakcję w sposób znacznie bardziej precyzyjny i kierunkowy, niż to było możliwe poprzednio.

W przeciwieństwie do krakingu, kataliza ma znaczenie przede wszystkim jakościowe, co wynika chociażby z tego, że podczas gdy kraking pozwolił w Stanach Zjednoczonych na zwiększenie produkcji benzyny o 100% w stosunku do produkowanej przed jego wprowadzeniem benzyny frakcyjnej, to możliwości potencjalne produkcji na drodze katalizy (ściśle biorąc chodzi o opartą na katalizatorach polimeryzację) nie przekraczają w Stanach 10% produkowanej tam benzyny frakcyjnej. Ze względu na wysoką jakość otrzymywanych produktów i na ich stosunkowo niewielką ilość kataliza posiada przede wszystkim znaczenie dla lotnictwa. Tak więc na drodze katalitycznej polimeryzacji i katalitycznego uwodorniania jest wytwarzany w Stanach izooktan.

Jakość używanych w pewnym kraju produktów lotniczych zależy od szeregu czynników; zaliczają się do nich przede wszystkim:

1) Potrzeby techniczne lotnictwa.
2) Stan surowcowy danego kraju i
3) Wpływy i stosunki ekonomiczne przemysłu naftowego.

Poza potrzebami technicznymi lotnictwa największy wpływ mają oczywiście względy surowcowe, brane pod uwagę głównie w związku z paliwami, których zapotrzebowanie jest znacznie większe, aniżeli zapotrzebowanie olejów smarnych. Niezmiernie ważna jeśli chodzi o możliwości przemysłu naftowego dla lotnictwa jest jego sytuacja ekonomiczna. Konsekwencją istniejących w danym kraju warunków gospodarczych jest taka lub inna struktura przemysłu naftowego. Tak więc za granicą mamy wyłącznie prawie do czynienia ze strukturą drogowo-motoryzacyjną, przy której znaczenie posiada przede wszystkim produkcja benzyny, olejów i asfaltu, podczas gdy u nas ton nadaje zapotrzebowanie na naftę i parafinę, stające nieraz w sprzeczności z wymaganiami, jakie stawia przemysłowi naftowemu lotnictwo. Jak wiadomo, nafta jest u nas tym produktem, który stanowi o samowystarczalności naszego przemysłu nafowego i którego brak zmusi

prawdopodobnie wkrótce do importu z zagranicy, zaś parafina zapewnia przemysłowi naftowemu największe zyski w eksporcie.

Po tych ogólnych uwagach wracam do właściwego tematu odczytu aby powiedzieć parę słów o nowych produktach lotniczych. Z odczytu, który wygłosiłem ubiegłego roku [1]), wiadomo, że lotnictwo zmierza ku powszechnemu wprowadzeniu paliwa o liczbie oktanowej 100. Nie będę uzasadniał korzyści stosowania takiego paliwa, gdyż zostało to już wielokrotnie dokonane [2]), zaznaczę tylko, że z wprowadzeniem jego łączy się pewien ważny problem. Paliwo takie będzie naprawdę potrzebne dopiero za kilka lat, to znaczy po wprowadzeniu specjalnie do niego dostosowanych silników, natomiast produkcja jego musi być uruchomiona już teraz, aby konstruktorzy i użytkownicy mieli na czym przeprowadzać próby. Inaczej mówiąc, napotykany problem polega na rozstrzygnięciu, do jakich celów ma być stosowane paliwo o liczbie oktanowej 100 bądź też jego składniki w okresie czasu, który nas dzieli od chwili powszechnego wprowadzenia do użytku silników, przystosowanych do tego paliwa.

Najpowszechniejsze w obecnej chwili stosowanie paliwa o liczbie oktanowej 100 polega na napędzaniu nim silników, zbudowanych pierwotnie na paliwo o liczbie oktanowej niższej, a więc 87 lub 92. Poza tym składniki, które pozwoliły na otrzymanie paliwa o tej liczbie oktanowej, mogą być również użyte do sporządzania paliw o liczbach oktanowych niższych i do otrzymania w ten sposób paliw, które przy tej samej odporności na detonację posiadają niektóre inne własności korzystniejsze, aniżeli paliwa typów obecnie używanych.

Pierwsze zastosowanie (użycie paliwa o liczbie oktanowej 100 do silników na liczbę oktanową niższą) jest bardzo rozpowszechnione za granicą; tak na przykład w lotnictwie wojskowym w Stanach Zjednoczonych A. P. zużyto w roku, zaczynającym się od 1.VII.1935, 7.000.000 litrów, w następnym roku zaś około 11.000.000 litrów paliwa o liczbie oktanowej 100, całość na silnikach, zbudowanych na liczby oktanowe niższe. Dla zobrazowania skali, w jakiej to się dzieje, należy zaznaczyć, że amerykanie traktowali odbyte w wymienionych latach loty na tym paliwie jako loty próbne. W bieżącym roku łączne zapotrzebowanie amerykańskiego lotnictwa wojskowego (lądowego i morskiego) na paliwo o liczbie oktanowej 100 wynosi jakoby około 200.000.000 litrów.

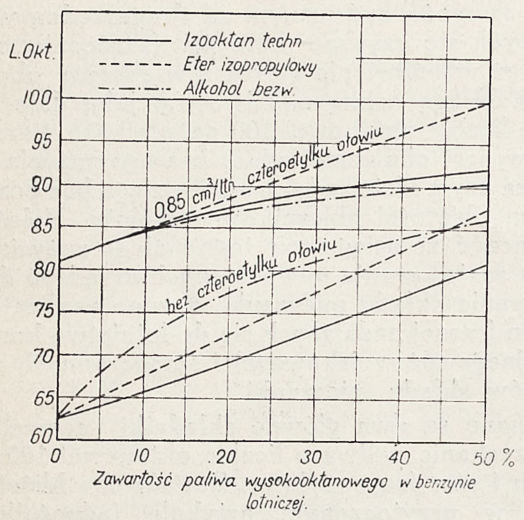
Korzyści zastosowania paliwa o liczbie oktanowej 100 na silnikach starszych typów polegają na umożliwieniu dzięki niemu zwiększenia mocy startowej, ograniczonej normalnie detonacją, i obniżenia jednostkowego zużycia paliwa. Zwiększenie mocy startowej może się w pewnych wypadkach odbywać kosztem długotrwałości pracy silnika, jednak w wypadku lotnictwa wojskowego okoliczność ta może być uznana za drugorzędną wobec dających się uzyskać korzyści (skrócenie startu lub też umożliwienie startu z większym obciążeniem). Drugą cenną możliwością, jaką daje paliwo o liczbie oktanowej 100 na silnikach starszych typów, jest obniżenie jednostkowego zużycia paliwa, za czym idzie zwiększenie zasięgu bez powiększania objętości zbiorników samolotu. Należy tu zaznaczyć, że osiągnięcie tego małego zużycia wymaga zastosowania nowoczesnych urządzeń do regulowania składu mieszanki, a więc analizatorów spalin (raczej nadających się do lotnictwa komunikacyjnego niż wojskowego) i samoczynnych regulatorów składu mieszanki.

Znane są dwa główne składniki, pozwalające na uzyskanie paliwa o liczbie oktanowej 100: izooktan i eter izopropylowy. Zostały one bliżej opisane w przytoczonym artykule (odnośnik 2). Drugi z nich został wprowadzony przez koncern Standard i napotkał na szereg zarzutów ze strony współzawodniczącej firmy Shell. Najważniejsze z tych zarzutów dotyczą zmniejszonej w porównaniu do izooktanu wartości opałowej i niedostatecznej odporności na magazynowanie, wyrażającej się w tworzeniu nadtlenków. Nadtlenki te mają jakoby wprowadzać niebezpieczeństwo wybuchu paliwa zbyt długo magazynowanego i zmniejszać liczbę oktanową. Zmniejszona wartość opałowa może być uważana w pewnym stopniu za wadę eteru izopropylowego, jednak w polskich warunkach jesteśmy do niskich wartości opałowych przyzwyczajeni ze względu na znajdujące się od dłuższego czasu w użytku mieszanki spirytusowe. Wobec tego, że eter izopropylowy zajmuje pod względem wartości opałowej stanowisko pośrednie między spirytusem a benzyną, wprowadzenie go w naszych warunkach dałoby w porównaniu do obecnie używanego spirytusu pewną poprawę.

Sprawa skłonności eteru izopropylowego do tworzenia nadtlenków była podczas kongresu naftowego w Paryżu przedmiotem specjalnego referatu, przygotowanego przez inżynierów firmy Standard. Wynikało z niego, że Standard nie zamierza bynajmniej wypierać izooktanu, którego sam jest producentem, a ma na myśli wprowadzenie paliwa uzupełniającego, któreby zapobiegło w przyszłości skutkom wzrostu zapotrzebowania na izooktan ponad jego maksymalnie możliwą produkcję. Referat wykazywał, że zastosowanie odpowiednich

[1]) Niektóre zagadnienia, dotyczące paliw i smarów do nowoczesnych silników lotniczych, Techn. Now. Lotn. 1936, str. 124—129 i 143—146.

[2]) Paliwo o liczbie oktanowej 100, Techn. Now. Lotn. 1936, str. 194—202.



Rys. 1.

inhibitorów zapobiega powstawaniu nadtlenków w paliwie i umożliwia jego długotrwałe magazynowanie, mogące trwać, jak dowiodły doświadczenia, przynajmniej dwa lata w niekorzystnych warunkach. Zresztą z referatu wynikało, że niebezpieczeństwo wybuchu pod wpływem nadtlenków istnieje jedynie wówczas, gdy są spełnione jednocześnie dwa warunki, to znaczy gdy eter izopropylowy znajduje się w stanie czystym (bez domieszki benzyny) i gdy jest destylowany w laboratorium. Ponieważ żaden z tych warunków nie będzie napotkany w warunkach stosowania eteru izopropylowego przez jego ewentualnych użytkowników w lotnictwie, przeto w tym oświetleniu niebezpieczeństwo wybuchu eteru izopropylowego wydawałoby się nieistotne.

Poza eterem izopropylowym i izooktanem istnieje jeszcze szereg innych produktów, dających wielkie możliwości w kierunku uzyskania paliw lotniczych o wysokiej odporności na detonację, produkty te nie wchodzą jednak narazie w rachubę ze względu na wysoką cenę, niedostateczne zbadanie lub posiadanie pewnych wad. Nie należy wątpić, że metody, oparte na katalizie, umożliwią w przyszłości wprowadzenie w miejsce izooktanu i eteru izopropylowego innych paliw o jeszcze wyższej odporności na detonację.

Dla przedstawienia skuteczności wymienionych paliw został przygotowany wykres rys. 1, zawierający porównanie spirytusu, izooktanu i eteru izopropylowego. Jak widać, w mieszankach z czystą benzyną najskuteczniejszy jest spirytus, natomiast role zmieniają się całkowicie w mieszankach z czteroetylkiem ołowiu. W tym wypadku bardzo wysoka wrażliwość eteru izopropylowego na czteroetylek ołowiu zapewnia eterowi izopropylowemu znaczną przewagę nad pozostałymi składnikami, przy czym spirytus, przodujący w paliwach o liczbie oktanowej niższej, spadł przy wprowadzeniu czteroetylku ołowiu na ostatnie miejsce.

Za granicą w paliwach o liczbie oktanowej 100 zastosowanie znajduje wyłącznie niemal izooktan. Dotyczy to przodujących w tej dziedzinie krajów, Stanów Zjednoczonych i Anglii. Charakterystyczne jest, że Anglia wprowadziła przed niedawnym czasem warunki techniczne na paliwo o liczbie oktanowej 100, które pod względem odporności na detonację przewyższa analogiczne paliwa amerykańskie. Tłumaczy się to tym, że metoda oznaczenia liczby oktanowej, zastrzeżona dla nowego paliwa angielskiego (C. F. R. Motor Method), przewiduje ostrzejsze warunki oznaczenia, aniżeli metoda amerykańskiego lotnictwa wojskowego. Inaczej mówiąc, Anglicy zrobili, wprowadzając nowe paliwo znacznie większy skok, aniżeli Amerykanie; ciekawe jest, czy za tym postępem w dziedzinie paliwa pójdzie równie rewelacyjny rozwój angielskich silników lotniczych.

Eter izopropylowy nie jest dotychczas w żadnym kraju używany, co się tłumaczy tym, że potrzeby Stanów Ziednoczonych i Anglii w dziedzinie paliwa o liczbie oktanowej 100 są całkowicie zaspokojone przez stosowanie izooktanu, i nie istnieją żadne względy, które zmuszałyby do zastąpienia lub uzupełnienia dobrze wypróbowanego izooktanu eterem izopropylowym.

Rozwiązywanie zagadnienia paliwowego w pewnym kraju zależy w dużej mierze od jego możliwości surowcowych, które i u nas okażą się decydujące dla wyboru ostatecznego rozwiązania paliwa o liczbie oktanowej 100. Wykonałem przybliżone obliczenia, z których wynikło, że przy oparciu się o obie istniejące w Polsce instalacje krakingowe można by wytworzyć u nas zaledwie około 30 wagonów izooktanu rocznie. Teoretycznie ilość ta mogłaby być powiększona w razie uruchomienia nowych instalacji krakingowych, jednak możliwość taka nie wchodzi w rachubę, gdyż w Polsce nie ma już czego krakować, te produkty bowiem, które ulegają destylacji krakingowej za granicą, są u nas potrzebne do innych celów (olej gazowy dla marynarki, nafta dla oświetlenia).

Znacznie obfitsze źródło zaopatrzenia w paliwo stanowi obecnie rolnictwo, dostarczające spirytusu, tym bardziej, że obecna produkcja ziemniaków może być znacznie zwiększona na drodze powiększenia wydajności z hektara, stojącej dziś znacznie poniżej norm zachodnich, np. niemieckich. Sam spirytus nie stoi coprawda jako paliwo lotnicze na wysokości zadania, jednak stanowi bardzo cenny surowiec chemiczny, pozwalający między innymi na otrzymanie eteru izopropylowego. Możliwość ta wydaje się w naszych warunkach bardzo obiecująca.

W zupełnie innym kierunku zwraca się ewolucja roli paliwa w dziedzinie Diesli lotniczych. O ile rozwój paliwa do silników benzynowych idzie w kierunku stałego podwyższania stawianych mu wymagań, to z silnikami Diesla sprawa przedstawia się odwrotnie. Dla zrozumienia tej sprawy należy zdać sobie sprawę z tego, że te czynniki, które zwiększają skłonność do detonacji silników benzynowych, wywierają w wypadku silników Diesla wręcz przeciwny skutek. Do czynników takich należy przede wszystkim praca silnika przy wysokim obciążeniu jednostkowym, przy którym prawidłowe spalanie paliwa w silniku Diesla jest dużo łatwiejsze do osiągnięcia, niż dla silników Diesla pracujących przy niskim obciążeniu (samochodowe). Nie chcę przez to powiedzieć, że rozwój Diesli lotniczych nie będzie napotykał na

trudności, a chodzi mi jedynie o podkreślenie tego, że trudności napotkane nie wiążą się i nie będą się wiązały ze sprawą doboru paliwa.

W związku z tym należy zwrócić uwagę na obserwowany w ostatnich czasach odwrót lotnictwa niemieckiego od silników Diesla mimo wielkich trudności, na jakie (do niedawna przynajmniej) napotykała w Niemczech sprawa doboru paliwa do silników gaźnikowych. Wydaje się, że istniejące przez pewien czas w tym kraju zainteresowanie Dieslami lotniczymi miało w dużej mierze podłoże gospodarcze, i że w ostatnich czasach weszły na widownię okoliczności, które spowodowały zmianę nastawienia.

Obok zjawiska detonacji wchodzi obecnie na widownię nowa konsekwencja wzrostu obciążenia nowoczesnych silników lotniczych. Konsekwencją tą jest wzrost ciśnienia maksymalnego w cylindrze i idąca za tym konieczność nadawania częściom silnika odpowiednio powiększonej wytrzymałości. Jest rzeczą oczywistą, że z dwóch paliw, dających na pewnym silniku tę samą moc, wartościowsze będzie to z nich, przy którym wielkość ciśnień maksymalnych wypadnie niższa. W związku z tym należy się w najbliższym czasie spodziewać badania paliw również pod tym kątem widzenia oraz być może wprowadzenia specjalnych dodatków do paliwa, których zadaniem będzie będzie zmniejszenie ciśnienia maksymalnego przy pozostawieniu średniego ciśnienia efektywnego bez zmiany.

W związku z powyższym oświetleniem obecnego stanu rzeczy w dziedzinie paliw nasuwa się uwaga, że w dziedzinie tej uczyniono w przeciągu ostatnich dwóch lat bardzo niewiele. Wskazuje na to porównanie dzisiejszego odczytu z odczytem, który wygłosiłem w Z. P. I. L.*) przed dwoma laty i w którym zaznaczyłem, że paliwa do przyszłych silników lotniczych „będą to paliwa złożone zasadniczo z trzech składników: benzyny lotniczej, jakiegoś węglowodoru o liczbie oktanowej 90 do 100 i czteroetylku ołowiu w ilości nieprzekraczającej 0,8 cm^3/litr". Temu opisowi odpowiadają całkowicie używane dziś paliwa o liczbie oktanowej 100, przy czym ten „jakiś węglowodór" jest to izooktan lub eter izopropylowy. Istotnie, typ paliwa się nie zmienił, posunęły się natomiast znacznie naprzód metody produkcji nowych paliw i dokonano szeregu prób z nowym paliwem. Wyjaśniono również zdaje się ostatecznie, wątpliwości które zaczęły się nasuwać w wyniku pierwszych propozycji wprowadzenia do użytku paliw o liczbie oktanowej 100. Wątpliwości takie były wyrażane przez wielu fachowców, którzy uważali, że wkroczenie na drogę stosowania w charakterze materiałów pędnych różnych „specyfików" wprowadza do lotnictwa zbyt wiele sztuki i komplikacji przy wątpliwej opłacalności tych dążeń. Obec-

*) Współczesne paliwa lotnicze o wysokiej liczbie oktanowej i możliwości dalszego postępu w tej dziedzinie — druk. w Przeglądzie Lotniczym Nr 7 — 1935 r.

nie możemy twierdzić, że produkcja nowych paliw nie okazała się ani tak droga ani tak złożona, jak pierwotnie przypuszczano, i że korzyści, dające się dzięki nim osiągnąć, zupełnie nie zawiodły teoretycznych oczekiwań. Zresztą trzeba wziąć pod uwagę, że całe lotnictwo wymaga coraz bardziej złożonych materiałów, mechanizmów i obsługi, że więc wprowadzenie specjalnych paliw nie będzie odchyleniem od przyjętej praktyki.

Najbardziej przekonywującym argumentem za wprowadzeniem nowych paliw o liczbie oktanowej zbliżonej do 100 jest jednak ta okoliczność, że paliwa takie zostały już wprowadzone przynajmniej przez jedno z państw europejskich, to znaczy Anglię. Dopóki nie wykraczały one poza Amerykę, dopóty na miejscu były argumenty, że to co jest dobre w warunkach amerykańskich może okazać się niemożliwe w Europie itp. Obecnie ten kraj lub kraje europejskie, które wprowadziły u siebie nowe paliwa, zdobyły tak silne narzędzie rozwoju wartości bojowej swego lotnictwa, że inne państwa muszą zmobilizować całe swoje możliwości, aby za nimi nie pozostać w tyle.

Po zbyt obszernym być może potraktowaniu sprawy paliw muszę z konieczności ograniczyć ilość miejsca, poświęconą olejom. Na szczęście, nie będzie to z krzywdą dla tematu, który nie jest tak atrakcyjny, jak paliwa. Postaram się z nim załatwić w paru słowach. Więc aczkolwiek nadal mamy do czynienia z rafinacją ekstrakcyjną jako z najnowocześniejszą metodą wytwarzania wysokogatunkowych olejów smarnych, to coraz większego znaczenia nabierają oleje syntetyczne, wytwarzane na drodze polimeryzaji i uwodorniania przy użyciu katalizatorów. Na tej drodze należy jakoby oczekiwać najwyżej gatunkowych olejów lotniczych, narazie jednak są to raczej usiłowania o charakterze prób, zaś otrzymane na tej drodze produkty znajdują głównie zastosowanie jako domieszki uszlachetniające do olejów zwykłych. Jedną z takich domieszek jest produkowany przez koncern Standard produkt pod nazwą „paratone", pozwalający na wydatne podwyższanie indeksu wiskozowego olejów.

Jeśli chodzi o wiadomości z dziedziny olejów, zdobyte na kongresie, to sprowadzały się one przede wszystkim do opisu wszelkiego rodzaju metod rafinacji olejów rozpuszczalnikami (rafinacja ekstrakcyjna) oraz zajmowały się nowymi metodami badania olejów, jak oksydacja laboratoryjna i badania na jednocylindrówkach. Z tej dziedziny niezmiernie ciekawy był referat p. Baxley'a, opisujący jednocylindrówkę silnika lotniczego, używaną przez autora w Stanach Zjednoczonych do badania olejów lotniczych.

W ramach kongresu odbyły się liczne wycieczki do fabryk i laboratoriów, co w połączeniu z pozostałą częścią mojej podróży służbowej pozwoliło mi na zaznajomienie się ze stanem badań z dziedziny paliw i smarów za granicą. Są one naogół wszędzie bardzo wysoko postawione, i to dotyczy zarówno laboratoriów, prowadzonych przez przemysł naftowy, jak i laboratoriów państwowych. Z tych ostatnich szczególnie wysoko stoi badanie paliw i olejów lotniczych przez Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, w którym istnieje specjalny Oddział, skupiający w sobie zarówno badania chemiczne jak i mechaniczne, przeprowadzone na licznych jednocylindrówkach. Francuskie lotnictwo nie rozporządza własnym laboratorium mechanicznego badania paliw i przeprowadza badania z tej dziedziny w Station d'Essais de Bellevue, prowadzonej przez Office National des Combustibles Liquides. Charakterystyczne jest, że podczas wycieczki do Bellevue oprowadzający nas inżynier bardzo się tłumaczył, że zatrudniają na razie tylko 13 inżynierów.

W Anglii „oficjalne" badania z dziedziny paliw i olejów stoją na pozór nieszczególnie, nie należy jednak zapominać, że w tym kraju pracuje bardzo poważny przemysł naftowy, który rozporządza dostatecznymi środkami dla samodzielnej pracy w tej dziedzinie.

Powyższe uwagi wskazują wyraźnie na coraz większą rolę, jaką będą odgrywały w przyszłości samodzielne badania z dziedziny paliw i smarów lotniczych. Każdy kraj musi w tej dziedzinie pracować, przy czym, podobnie jak w wypadku wszystkich innych gałęzi techniki, badania muszą być rozłożone między przemysł i państwowe instytucje badawcze. W związku z tym pragnę stwierdzić, że udział instytucji państwowych w badaniach z dziedziny paliw i olejów lotniczych musi być u nas znacznie większy, niż udział w innych gałęziach techniki lotniczej. Tłumaczy się to tym, że przemysł posiada możność prowadzenia samodzielnych badań jedynie w tym wypadku, gdy rozporządza na to potrzebnymi środkami finansowymi. Środki takie stoją oczywiście do dyspozycji tych przemysłów, które „żyją z lotnictwa", jak na przykład specjalne wytwórnie silników czy płatowców. Nie można tego natomiast powiedzieć o naszym przemyśle naftowym, dla którego lotnictwo stanowi stosunkowo drobną gałąź zainteresowań, w związku z czym braki w dziedzinie samodzielnej pracy badawczej naszego przemysłu naftowego przez długi czas jeszcze będą musiały być kompensowane przez intensywną działalność badawczą instytucji państwowych. Rolę tę może spełnić jedynie odpowiednio samodzielna i wyposażona w środki i personel komórka badawcza.

ERRATA

W numerze poprzednim w artykule p. t. „Konstrukcja i odczytywanie siatkowych wykresów charakterystyki silnika" opuszczono napisy pod rysunkami.

Treść tych napisów jest podana niżej.

Rys. 1. Oznaczenie i rozmieszczenie tablic na wykresie.

Rys. 2. Krzywe mocy silnika przy ciśnieniu ładowania p=600, 700, 800 i 890 mm Hg.

Rys. 3. Konstrukcja prostych mocy przy stałych obrotach i stałym ciśnieniu ładowania.

Rys. 4. Konstrukcja krzywych mocy na wysokości.

UPROSZCZONY SPOSÓB OBLICZENIA ROZMIESZCZENIA INDUKOWANEJ SZYBKOŚCI NA SKRZYDLE JEDNOPŁATOWCA*)

ITIRO TANI

Tłumaczył z angielskiego inż. Stefan Danielewicz.

Wstęp

Obliczenie rozkładu obciążenia wzdłuż rozpiętości płata polega na tym, że wykres rozkładu wyrażamy w postaci szeregu Fourriera, a współczynniki tego szeregu wyznaczamy zgodnie z charakterystycznymi cechami płata. A więc według metody Glauerta[1]) musimy w tym celu rozwiązać układ równań I-go stopnia (co najmniej o czterech niewiadomych), według metody zaś Lotza[2]) musimy obliczyć współczynniki Fourriera zależnie od zmiany długości cięciwy i kąta natarcia profilu. Metody te dają co prawda doskonałe wyniki, przeprowadzenie obliczeń wymaga jednak wprawy i pochłania dużo czasu.

Przy konstrukcji samolotu znajomość rozkładu obciążenia jest konieczna nie tylko dla przeprowadzenia rachunku wytrzymałości, lecz również dla ustalenia aerodynamicznych wymiarów konstrukcji. Ponieważ nie zależy nam na tym, by wyniki tych wstępnych obliczeń były bardzo dokładne, sam sposób obliczeń winien być jak najprostszy. Jak w wielu innych zagadnieniach technicznych, warunki te spełnia metoda kolejnych przybliżeń. Przebieg tego sposobu obliczenia przedstawia się w zarysie następująco:

Zakładając rozkład cyrkulacji $\Gamma(y)$ dochodzimy do indukowanej szybkości normalnej $w(y)$ na podstawie równania:

$$w(y) = \frac{1}{4\pi} \int_{-b/2}^{+b/2} \frac{d\Gamma}{dy'} \cdot \frac{dy'}{y - y'} \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

W odległości y od osi symetrii samolotu działa na przekrój siła wyporu, odpowiadająca opływowi dwuwymiarowemu przy efektywnym kącie natarcia:

$$i(y) = i_0(y) - \frac{1}{V} \cdot w(y). \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

W równaniu tym oznaczają:

V — szybkość powietrza,
b — rozpiętość samolotu,
i — geometryczny kąt natarcia.

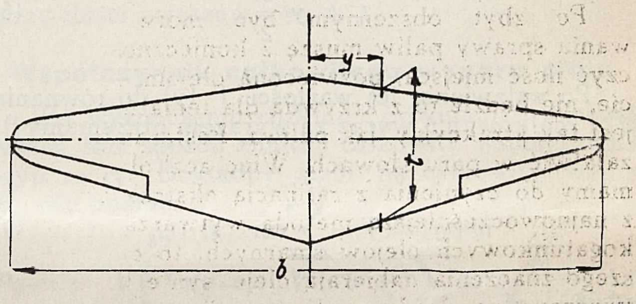
Jeśli kąty i i i_0 będziemy liczyli od miejsca wykresu nośności, gdzie wypór staje się zerem, wzór dla cyrkulacji $\Gamma(y)$ dookoła profilu przekroju y przyjmuje postać równania:

$$\Gamma(y) = \pi \cdot \sigma(y) \cdot V \cdot t(y) \cdot i(y), \quad . \quad . \quad (3)$$

gdzie oznaczają:

t — długość cięciwy profilu,
$2\pi\sigma$ — miarę nachylenia stycznej do wykresu nośności $c_v = f(i)$ dla danego profilu w opływie dwuwymiarowym.

Tak więc rachunek daje nam nowy rozkład cyrkulacji, naogół odmienny od założonego na wstępie. Zakładamy inny bardziej przybliżony rozkład, po czym powtarzamy wszystkie rachunki. Obliczenia te musimy powtarzać dopóty, dopóki nie osiągniemy dostatecznie uzgodnionych ze sobą założonych i obliczonych wartości cyrkulacji, zwykle jednakże wystarczy trzy- lub czterokrotne powtórzenie.



Rys. 1.

Największą jednak trudność sprawia tu obliczenie szybkości, która wskutek zależności od rozkładu cyrkulacji (wg. równania (1)) bardzo utrudnia analityczne zcałkowanie wzoru. Jest to głównym powodem, dla którego metody kolejnych przybliżeń nie stosują częściej.

Wyjaśnimy teraz uproszczony sposób obliczenia indukowanej szybkości na podstawie danego rozkładu cyrkulacji.

Obliczenie szybkości indukowanej

Celem jak najbardziej prostego obliczenia całki oznaczonej

$$w(y) = -\frac{1}{4\pi} \int_{-b/2}^{+b/2} \frac{d\Gamma}{dy'} \cdot \frac{dy'}{y - y'}$$

zakładamy przybliżoną wartość w o postaci:

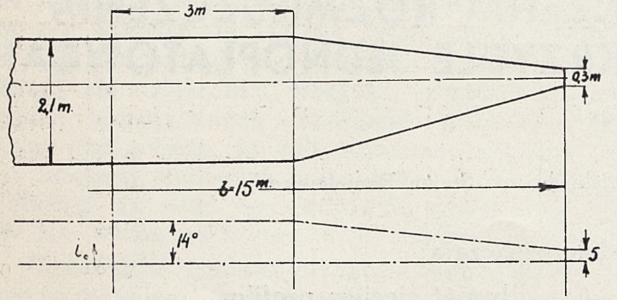
$$A = \frac{1}{b} \sum_{m=1}^{n} \lambda_m \cdot \Gamma_m, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

gdzie Γ_m jest wartością cyrkulacji dla przekroju $y = y_m$, a λ_m — współczynnikiem, który należy wyznaczyć. Rozumowanie takie oparte jest na zasadzie Gaussa, stosowane przy przybliżonym sposobie całkowania.

*) Sprawozdanie Nr. 111 Instytutu Badań Lotniczych Cesarskiego Uniwersytetu w Tokio; sierpień 1934; tom IX, 3.

[1]) H. Glauert, „The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory, Chap. X".

[2]) J. Lotz: „Berechnung der Auftriebsverteilung beliebig geformter Flügel" Z. F. M. Band 22 (1931) S. 189.



Rys. 2.

Załóżmy teraz, że cyrkulację Γ określa nieskończony zbieżny szereg o postaci:

$$\Gamma(\eta) = b \cdot V \cdot \sqrt{1-\eta^2} \cdot \sum_{r=0}^{\infty} a_{2r} \cdot \eta^{2r}, \quad . \quad (5)$$

gdzie

$$\eta = y/\frac{b}{2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

Po wstawieniu tej wartości $\Gamma(y)$ do równania (1) i zcałkowaniu wyraz za wyrazem otrzymamy[1]):

$$w(\eta) = V \cdot \sum_{r=0}^{\infty} a_{2r} \cdot g_{2r}(\eta), \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

gdzie

$$g_{2r}(\eta) = \sum_{s=0}^{r} \left\{ \frac{2r+1}{2} \cdot p_{r-s} - r \cdot p_{r-s-1} \right\} \cdot \eta^{2s}, \quad (8)$$

$$p_r = \frac{1 \cdot 3 \cdot 5 \ldots (2r-1)}{2 \cdot 4 \cdot 6 \ldots 2r} \quad . \quad . \quad (9)$$

Teraz należy znaleźć przybliżoną wartość $w(\eta)$ przy pomocy wzoru (4). Ponieważ wartości cyrkulacji $\Gamma_1, \Gamma_2, \ldots \Gamma_n$ mogą być wyrażone za pomocą odnośnych wartości $\eta_1, \eta_2, \ldots \eta_n$ według wzoru (5), otrzymamy odpowiednio:

$$A = V \cdot \sum_{m=1}^{n} \lambda_m \cdot \sqrt{1-\eta_m^2} \sum_{r=0}^{\infty} a_{2r} \cdot \eta_m^{2r} =$$

$$= V \cdot \sum_{r=0}^{\infty} a_{2r} \sum_{m=1}^{n} \lambda_m \cdot \eta_m^{2r} \sqrt{1-\eta_m^2} \quad . \quad . \quad (10)$$

Przez porównanie tego wzoru dla A z wzorem dla w, (7), dochodzimy do wniosku, że odpowiadające sobie wyrazy obu szeregów mogą być sobie równe, skoro wartości dla $\eta_1, \eta_2, \ldots \eta_n$ i $\lambda_1, \lambda_3, \ldots \lambda_n$ spełnią warunki:

$$\sum_{m=1}^{n} \lambda_m \cdot \eta_m^{2r} \sqrt{1-\eta_m^2} = g_{2r}(\eta), \quad (r = 0, 1, 2 \ldots) \quad (11)$$

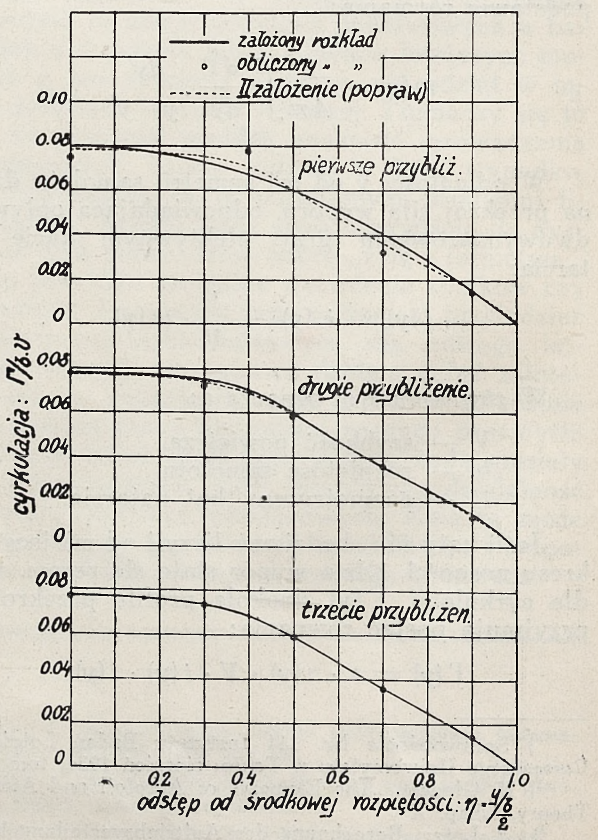
Równania te zawierają same wartości $\eta_1, \eta_2, \ldots \eta_n$ i $\lambda_1, \lambda_2, \ldots \lambda_n$, są więc niezależne od współczynników $a_0, a_2, a_4 \ldots$ a tym samym niezależne od rozkładu cyrkulacji Γ.

W swej metodzie całkowania Gauss znajduje dla obu wyrażeń η i λ takie wartości, które czynią zadość równaniom (11). Ponieważ jednakże zastosowanie takiego rozwiązania jest w danym wypadku praktycznie niewykonalne, wychodzimy z założenia, że wartości $\eta_1, \eta_2, \ldots \eta_n$ są nam z góry podane i na tej podstawie odnajdujemy stałe $\lambda_1, \lambda_2, \ldots \lambda_n$. W ten sposób sprowadzamy zagadnienie do rozwiązania układu równań I stopnia.

Bezpośredni związek zachodzi oczywiście między ilością obranych wyrazów szeregu we wzorze dla A a stopniem dokładności tego przybliżenia. Przy n takich wyrazach rozwiążemy układ n równań (11); dla zamknięcia szeregu obliczeń i kontroli rachunku można rozwiązać jeszcze jedno równanie o postaci:

$$\sum_{m=1}^{n} \lambda_m \cdot \eta_m^{2n} \sqrt{1-\eta_m^2} = g_{2n}(\eta) \quad . \quad . \quad (12)$$

Równanie to, naturalnie, nie będzie spełnione dla wartości λ, obliczonych z poprzednich n równań, bowiem po wstawieniu tych wartości lewa strona równania nie przybierze wartości $g_{2n}(\eta)$.



Rys. 3.

---

[1]) L. Prandtl: „Tragflügeltheorie I. Mitteilung, Vier Abhandlungen zur Hydromechanik und Aerodynamik".

ale $g_{2n}(\eta) - \varepsilon$. Wynikająca z tego odchylenia różnica wartości $w - A$ może być z grubsza oszacowana na $a_{2n} \cdot \varepsilon \cdot V$. Zazwyczaj współczynników dalszych poza a_6 lub a_8 można nie uwzględniać; starczy w zupełności doprowadzić obliczenia do wartości $n = 4$ lub $n = 5$.

Jak już zaznaczono, obieramy wartości $\eta_1, \eta_2 \ldots \eta_n$ dowolnie. Ze względu na postać wykresu cyrkulacji Γ przyjmujemy szereg wartości

$$\eta_1 = 0; \quad \eta_2 = 0{,}4; \quad \eta_3 = 0{,}7; \quad \eta_4 = 0{,}9$$
dla $n = 4$ i

$$\eta_1 = 0; \quad \eta_2 = 0{,}3; \quad \eta_3 = 0{,}5; \quad \eta_4 = 0{,}7; \quad \eta_5 = 0{,}9$$
dla $n = 5$.

Do prawej strony równania (11) wstawić należy wartość η, odpowiadająca przekrojowi płata, dla którego szukamy indukowanej szybkości w. Wartości obieramy z szeregu $\eta_1, \eta_2, \ldots \eta_n$.

Stąd otrzymamy wyniki następujące:

$n = 4$

$\eta =$	o	0,4	0,7	0,9
$\lambda_1 =$	1,9365	— 0,8865	— 0,0249	0,1227
$\lambda_2 =$	— 1,5649	2,2625	— 1,2814	— 0,6842
$\lambda_3 =$	0,0819	— 0,9400	3,0787	— 1,1018
$\lambda_4 =$	— 0,1392	— 0,0364	— 1,1454	4,1094
ε	0,004	— 0,003	0,002	— 0,019

$n = 5$

$\eta =$	o	0,3	0,5	0,7	0,9
$\lambda_1 =$	2,6198	— 1,2683	— 0,2820	0,3738	— 1,8780
$\lambda_2 =$	— 2,1722	3,2773	— 1,2828	— 1,4158	4,2409
$\lambda_3 =$	0,1542	— 1,3644	3,4931	— 0 1821	4,3433
$\lambda_4 =$	— 0,2180	— 0,1836	— 1,3326	2,9667	0,6774
$\lambda_5 =$	— 0,0583	— 0,1040	— 0,1553	— 1,1107	3,6940
ε	— 0,001	0,000	— 0,002	0.003	— 0,018

Jak już wspomniano (równanie 2), wartość indukowanej szybkości wyraża się w wymiarach takich, by można było znaleźć dla przekroju płata y efektowny kąt natarcia w stopniach.

Dlatego dogodniejszym okazuje się układ tabeli według wartości $\lambda' = \frac{180}{\pi}\lambda$, co zarazem umożliwia wyznaczenie indukowanego kąta natarcia w stopniach. Takie wartości przedstawiają tablice następujące:

$n = 4$

η	0	0,4	0,7	0,9
λ'_1	110,95	— 50,79	— 1,43	7,03
λ'_2	— 8 ,66	129,63	— 73,42	— 39,20
λ'_3	4,69	— 53 86	176,40	— 63,13
λ'_4	— 7,98	— 2,09	— 65,63	235,45
$\frac{180}{\pi}\varepsilon$	0,2	— 0,2	0,1	— 1,1

$n = 5$

η	0	0,3	0.5	0,7	0.9
λ'_1	150,10	— 72,67	— 16,16	21 42	— 107,6
λ'_2	— 124,46	187,77	— 73,50	— 81,12	242,99
λ'_3	8,83	— 78,17	200,14	— 10,43	— 248,86
λ'_4	— 12,49	— 10,52	— 76,35	169,98	38,81
λ'_5	— 3,34	— 5,96	— 8.90	— 63.64	211,65
$\frac{180}{\pi}\varepsilon$	— 0,03	0,00	— 0,14	0,19	— 1,05

Jeśli np. szukamy $\frac{w}{V}$ dla $\eta = 0{,}7$ (indukowany kąt natarcia w stopniach), wystarczy tylko zliczyć:

$$-1{,}43\,\frac{\Gamma(0)}{b\cdot V} - 73{,}42\,\frac{\Gamma(0{,}4)}{b\cdot V} + 176{,}40\,\frac{\Gamma(0{,}7)}{b\cdot V} - $$
$$+ 65{,}63\,\frac{\Gamma(0{,}9)}{b\cdot V}$$

przy ilości wyrazów $n = 4$.

Współczynnik całkowitego wyporu płata

Po wyznaczeniu rozkładu cyrkulacji Γ można w ten sam sposób znaleźć całkowity współczynnik wyporu c_y. Dokładny wzór na całkowity wypór P_y ma postać:

$$P_y = \rho \cdot V \int_{-b/2}^{+b/2} \Gamma\, dy = \rho \cdot V^2 \cdot b^2 \frac{\pi}{2} \sum_{r=0}^{\infty} a_{2r}\, \frac{p_r}{2r+2}, \quad (13)$$

skąd:

$$c_y = \frac{P_y}{S \cdot \rho \cdot V^2/2} = \pi \cdot \Lambda \sum_{r=0}^{\infty} a_{2r} \cdot \frac{p_r}{2r+2} \quad (14)$$

gdzie oznaczają:

ρ — gęstość powietrza,
S — powierzchnię nośną płata,
$\Lambda = b^2/S$ = wydłużenie skrzydła

Przyjmując wzór:

$$B = \frac{\pi\Lambda}{b \cdot V} \sum_{m=1}^{n} \mu_m \cdot \Gamma_m \quad . \; . \; . \quad (15)$$

jako przybliżenie dokładnej wartości c_y, a Γ_m, jak uprzednio (wartość cyrkulacji Γ dla przekroju płata y_m) otrzymujemy dla obliczenia współczynników μ_m równania następujące:

$$\sum_{m=1}^{n} \mu_m \cdot \eta_m^{2r} \sqrt{1-\eta_m^2} = \frac{p_r}{2r+2}; \quad (r = 0, 1, 2 \ldots) \quad (16)$$

Wielkość błędu $c_z - B$ można z grubsza ocenić na $a_{2n} \cdot \varepsilon' \pi \Lambda$, gdzie:

$$\varepsilon' = \frac{p_n}{2n+2} - \sum_{m=1}^{n} \mu_m \cdot \eta_m^{2n} \sqrt{1-\eta_m^2} \quad . \quad (17)$$

Obliczone w ten sposób wartości μ_m i ε' ujęto w następującą tablicę:

	$n = 4$	$n = 5$
$\mu_1 =$	0,1311	0,1187
$\mu_2 =$	0,2361	0,1232
$\mu_3 =$	0,1451	0,1505
$\mu_4 =$	1122	0,1152
$\mu_5 =$	—	0,1177
ε'	0 0002	0,0002

Przykłady liczbowe

Wspomniany wyżej wzór dla A daje dokładną wartość indukowanej szybkości w, jeśli stosowane przy obliczeniu szeregi doprowadzimy do wyrazów $a_8 \cdot \eta^8$ lub $a_{10}\ \eta^{10}$. Ponieważ jednak w praktyce pokazało się, że rozkład cyrkulacji można wyznaczyć z wystarczającą dokładnością przy pomocy szeregów skończonych o czterech lub pięciu wyrazach, powyżej przytoczona metoda daje dobre przybliżenie dokładnej wartości w [1]). Dla wykazania stopnia dokładności podanej metody rozpatrzymy przykład o warunkach nieco niekorzystnych. Przypuśćmy więc, że rozkład cyrkulacji wyraża się parabolą drugiego stopnia o postaci:

$$\Gamma(\eta) = 0{,}08\, b \cdot V (1 - \eta^2) \quad . . . \quad (18)$$

Po wstawieniu tego wyrażenia do równania (1) otrzymujemy dokładną wartość:

$$\frac{w(\eta)}{V} = \frac{14{,}4}{\pi^2} \left[2 + \eta \log \frac{1-\eta}{1+\eta} \right] \quad . \quad (19)$$

w stopniach.

Wyniki liczbowe tego obliczenia podano w trzeciej kolumnie poniżej umieszczonej tablicy:

η	$\frac{\Gamma}{b.V}$	$\frac{w}{V}$	$\frac{A}{V}$ $n = 4$	$\frac{A}{V}$ $n = 5$
0	0,0800	2,918°	2,93°	2,92°
0,3	0,0728	2,647°	—	2,64°
0,4	0,0672	2,424°	2,43°	—
0,5	0,0600	2,117°	—	2,12°
0,7	0,0408	1,146°	1,15°	1,15°
0,9	0,0152	— 0,948°	— 1,07°	— 1,04°

Z tejże tablicy, zawierającej również obliczone według opisanej metody wartości A/V widać zupełnie dobrą zgodność z wynikami dokładnymi, za wyjątkiem przekroju $\eta = 0{,}9$, gdzie zgodność ta jest mniejsza; za to w tym miejscu dokładność wyniku nie odgrywa tak ważnej roli, jak w przekrojach innych, wartość bowiem cyrkulacji Γ jest tu mała.

Dla lepszego zobrazowania sposobu kolejnych przybliżeń przypuśćmy, że szukamy rozkładu cyrkulacji dla płata o obrysie podanym na rys. 2. Jeśli geometryczny kąt natarcia i_0 i A/V wyrazimy w stopniach, to możemy równanie (3) napisać w formie:

$$\Gamma/bV = \frac{\pi^2}{180} \cdot \sigma \cdot t/b\, (i_0 - A/V) \quad . \quad . \quad (20$$

Wartości dla σ ulegają małym zmianom zależnie od położenia rozpatrywanego przekroju; tam jednak, gdzie dla poszczególnego przekroju brak danych doświadczalnych, można śmiało przyjąć $\sigma = {}^7/_8$ jako wartość średnią. Z taką wartością wzór (20) przyjmuje postać:

$$\frac{\Gamma}{b \cdot V} = 0{,}0480\ \frac{t}{b}\ (i_0 - A/v), \quad . \quad . \quad (21)$$

W pierwszym przybliżeniu załóżmy rozkład cyrkulacji Γ wg równania (18) (parabola II stopnia); dla takiego rozkładu znaleziono podane niżej wyniki obliczenia Γ:

Pierwsze przybliżenie				
μ	$\frac{t}{b}$	i_0	$\frac{A}{V}$	$\Gamma/b \cdot V$
0	0,14	14,0°	2,93°	0,0744
0,4	0,14	14,0°	2,43°	0,0777
0,7	0,08	9,5°	1,15°	0,0321
0,9	0,04	6,5°	— 1,07°	0,0145

Ponieważ obliczone w ten sposób wyniki różnią się od wartości na wstępie założonych, przyjęto drugi rozkład cyrkulacji, pośredni między pierwszym założeniem a wynikiem obliczonym i powtórzono wszystkie operacje rachunkowe.

Na rysunku 3. pokazano przebieg pierwszego obliczenia metodą kolejnych przybliżeń wraz z następnym przybliżeniem, wykazującym jaką taką zgodność z założeniem. Moglibyśmy przyjąć bez dalszych dochodzeń jako ostateczny rozkład cyrkulacji wykres pośredni między drugim wynikiem obliczenia a drugim założeniem.

Rys. 3. przedstawia również wyniki trzeciego przybliżenia.

η	$\frac{t}{b}$	i_0	II przybliżenie Γ/bV*)	II przybliżenie A/V	II przybliżenie Γ/bV**)	III przybliżenie Γ/bV*)	III przybliżenie A/V	III przybliżenie Γ/bV**)	Ostatecznie obrano Γ/bV
0	0,14	14,0°	0 0780	2,41°	0,0779	0.0775	2,50	0,0773	0.0774
0.3	0.14	14,0°	0.0750	3,25°	0,0722	0,0735	3,10	0,0732	0,0733
0.5	0,12	12,5°	0.0600	2,36°	0,0584	0.0590	2.29	0 05°8	0,0589
0,7	0,08	9,5°	0,0360	0,11°	0,0361	0 0360	0.31	0,0353	0,0356
0.9	0.04	6.5°	0 0150	—0,53°	0.0135	0 0140	—0,80	0,0140	0 0140

*) założono **) obliczono

Ponieważ $\Delta = \frac{15^2}{23{,}4} = 9{,}615$, otrzymamy wreszcie całkowity współczynnik wyporu w postaci wreszcie całkowity współczynnik wyporu w postaci:

$$c_y = 9{,}615\,\pi \sum_{m=1}^{5} \mu_m \cdot \frac{\Gamma_m}{b \cdot V} = 0{,}992.$$

[1]) Ed. Amstutz: „Zur Berechnung von spitzendigen Eindeckertragflügeln". Schweizerische Bauzeitung Bd. 95 (1930), S. 181.

J. Hueber: „Die aerodynamischen Eigenschaften von doppeltrapezförmigen Tragflügeln". Z. F. M. Bd. 24 (1933), S. 249.

ROZKŁAD WYPORU WZDŁUŻ SKRZYDŁA PRZY KĄTACH NATARCIA PRZED I PO PRZECIĄGNIĘCIU SAMOLOTU

C. WIESELSBERGER

Z oryginału p. t. „On the Distribution of Lift Near and Beyond the Stall", Journal of the Aeronautical Sciences, July 1937, przetłumaczył inż. S. Danielewicz.

Streszczenie

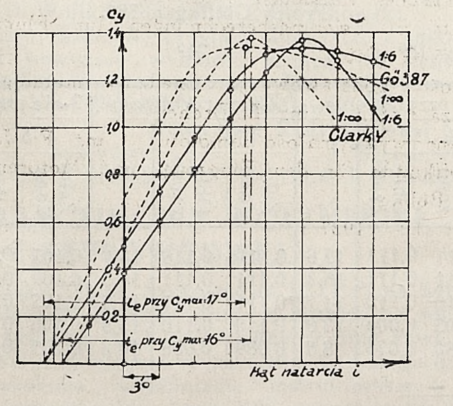
Przy dużych kątach natarcia w pobliżu maksymum wykresu nośności ($C_y = f\ (i)$, patrz rys. nr. 1; dop. tłumacza) rozmieszczenie wyporu wzdłuż skrzydła znacznie odbiega od rozkładu, odpowiadającego mniejszym kątom. Zjawisko to tłumaczy się tym, że założenie: $C_y =$ const. i, spełnione przy małych kątach natarcia, nie ma zastosowania przy kątach natarcia w pobliżu przeciągnięcia samolotu. Przeważna część znanych dziś metod obliczania rozkładu wyporu opiera się na tym właśnie założeniu i nie może być stosowana do całego przebiegu wykresu nośności danego płata. Dlatego też w niniejszym artykule do obliczenia rozkładu wyporu na dwóch rodzajach płata tuż przed i po chwili przeciągnięcia samolotu zastosowano metodę przybliżoną. Przy tym jako miernik do wyznaczenia na płacie obszarów, gdzie lot jest przeciągnięty i nieprzeciągnięty, służy t. zw. indukowana szybkość.

Wstęp

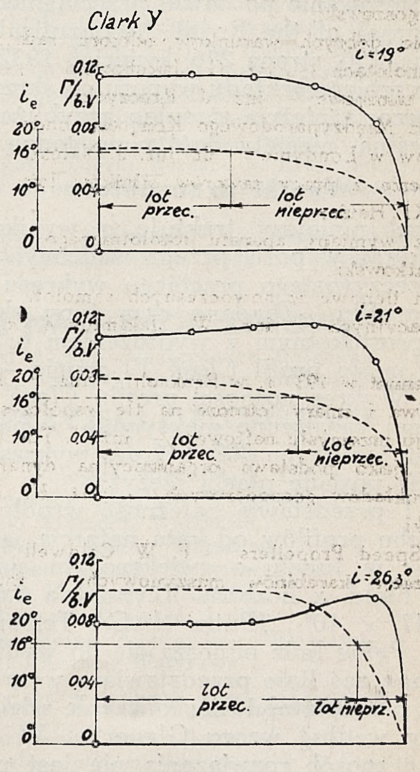
Jeśli porównany rozkład wyporu wzdłuż skrzydła, obliczony według wzoru: $C_y =$ const. i (t. zn. zakładając stały kąt nachylenia wykresu nośności) z wynikami doświadczeń, to dojdziemy do następujących wniosków: przy małych kątach natarcia zgodność rachunku z doświadczeniem jest przeważnie zupełna za wyjątkiem małej części powierzchni przy końcach skrzydeł, gdzie nieraz można zauważyć pewne miejscowe odchylenia. Natomiast przy większych kątach natarcia w pobliżu i po chwili przeciągnięcia samolotu da się zauważyć bardzo znaczna rozbieżność między wynikami rachunku i doświadczeń. Ku końcom skrzydeł wypór zmienia się, nieraz lokalny współczynnik wyporu wykazuje przy końcach skrzydeł większą wartość, niż przy ich nasadzie.

Rozbieżność między rozkładem wyporu w pobliżu przeciągnięcia samolotu, znalezionym drogą rachunku, a wynikami doświadczeń spowodowana jest faktem, że teoretyczne założenie rachunku: $C_y =$ const. i w tym wypadku zupełnie zawodzi.

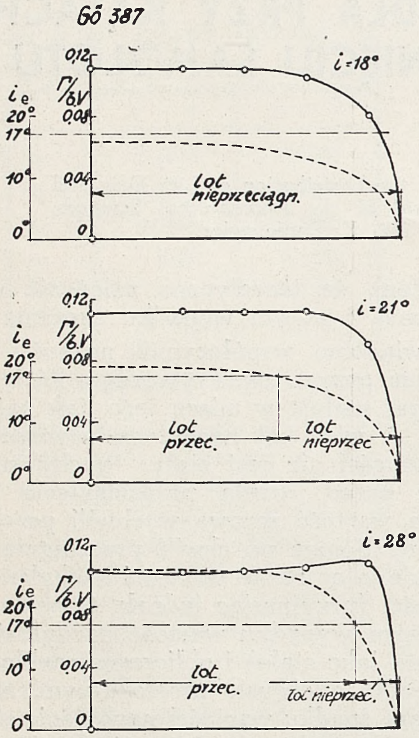
Jak wiadomo, współczynnik nośności wykazuje maksymum przy t. zw. krytycznym kącie natarcia, po tym zaś maleje w miarę tego, jak kąt natarcia wzrasta. A więc kąt nachylenia stycznej do wykresu nośności nie jest stały; nachylenie to jest dodatnie przed chwilą przeciągnięcia samolotu, przybiera wartość zerową w chwili przeciągnięcia i staje się ujemne po chwili przeciągnięcia samolotu. Zakładając różne wartości nachylenia wykresu nośności (przyjmując jednak, że w każdym poszczególnym wypadku wartość nachylenia zostaje utrzymana jako stała) i obliczając rozkład wyporu dla skrzydła o obrysie prostokątnym, znaleziono, że w miarę spadku wartości nachylenia dC_y/di wypór skrzydła wykazuje dążność skupienia się coraz to bliżej końców skrzydła, a w wypadku krańcowym, przy założeniu, że $dC_y/di = 0$ stwierdzono jednostajny rozkład wyporu wzdłuż całego płata. Warunek ten spełniony jest w granicach nieskończenie małych w chwili przeciągnięcia samolotu, a więc należy się wówczas spodziewać rozkładu zbliżającego się do jednostajnego rozmieszczenia nośności wzdłuż skrzydła. Zakładając jedną i tę samą wartość wyporu całkowitego, otrzymamy w wypadku obrysu prostokątnego skrzydła moment gnący względem nasady skrzydła większy,



Rys. 1.



Rys. 2.



Rys. 3.

niż przy skrzydle o obrysie eliptycznym. A więc zmiana w rzeczywistym rozkładzie wyporu ma również znaczenie przy obliczeniu naprężeń w dźwigarach, wywołanych zginaniem skrzydła. Znając rozkład wyporu i rozkład t. zw. indukowanej szybkości wzdłuż skrzydła, można wyznaczyć na skrzydle obszary opływu przeciągniętego i nieprzeciągniętego. Jest to ważne ze względu na ocenę wpływu rozkładu wyporu na sprawność lotek. Badania w tym kierunku przeprowadził G. V. Lachmann („Sterowanie po chwili przeciągnięcia samolotu" Journal of the Royal Aeronautical Society, tom 36, nr. 256, strona 276, kwiecień 1932). Otrzymał on przebieg rozkładu wyporu na skrzydle prawie że przeciągniętym stosując przybliżoną metodę wykreślną, niestety dość niewygodną.

Wyniki prac autora

Artykuł niniejszy traktuje o wynikach obliczeń rozkładu wyporu, przeprowadzonych na podstawie rzeczywistego przebiegu wykresu nośności danego profilu. Zbadano dwa typy skrzydeł o obrysie prostokątnym z wydłużeniem 6:1; jedno skrzydło miało profil *Clark Y*, drugie — *Göttingen 387*. Wykres nośności profilu *Clark Y* wykazuje raczej zaostrzone maksymum w porównaniu z profilem *Göttingen 387*, którego wykres nośności $C_y = f(i)$ posiada płaski szczyt.

Rys. 1 przedstawia zależność współczynników wyporu obu profilów od kąta natarcia jako wynik pomiarów w tunelu o zwiększonym ciśnieniu w Langley Field, z liczbami Reynolds'a 3,61 $\times$ 10[6] wzgl. 3,47 $\times$ 10[6]. (Patrz NACA Technical Note nr. 219). Pełne linie odnoszą się do wydłużenia 6, przerywane zaś linie przedstawiają wykres nośności płata o rozpiętości nieskończenie wielkiej, skorygowany według wzoru Glauert'a. W rzeczywistości ten sposób rozwiązania nie jest poprawny, bowiem również oparty o założenie, że $C_y =$ const. *i*, a założenie to w pobliżu przeciągnięcia samolotu jest mylne. Najlepszą drogą do celu byłyby badania profilów w opływie wyłącznie dwuwymiarowym. Przypuśćmy, że przerywane linie na rys. 1 są właśnie wynikiem takich badań. Dla uproszczenia mierzymy kąty natarcia począwszy od wartości zerowej wyporu. Sposób obliczenia rozkładu wyporu w zarysie przedstawia się jak następuje.

Sposoby obliczenia rozkładu wyporu przeważnie mają za przesłankę warunek: $C_v =$ const. *i*, a zatem zawodzą, skoro chodzi o kąty natarcia w pobliżu przeciągnięcia samolotu. W tym wypadku można jednakże zastosować metodę J. Tani („Prosty sposób obliczenia indukowanej szybkości przy jednopłacie", referat nr. 111 Instytutu Badań Lotniczych Cesarskiego Uniwersytetu w Tokio*). Metoda ta, która jest może mniej dokładna, ale zato bardziej prosta, niż przeważna część innych metod, może być stosowana przy obliczeniu rozkładu wyporu przy dowolnym kącie natarcia. Wyznaczamy ten rozkład drogą kolejnych przybliżeń. Zaczynamy od tego, że zakładamy najbardziej prawdopodobny rozkład wyporu skrzydła, następnie obliczamy w nadzwyczaj prosty sposób odpowiednią indukowaną szybkość i efektywny kąt natarcia *i* . Po tym przy pomocy wykresu nośności dla nieskończenie wielkiego wydłużenia płata wracamy i obliczamy nowy rozkład wyporu. Rozkład ten nie będzie się pokrywał z rozkładem założonym. Więc przyjmujemy wartości pośrednie i powtarzamy obliczenia, aż osiągniemy dostateczną zgodność. Normalnie dla osiągnięcia zupełnie dobrych wyników trzeba przeprowadzić od trzech do czterech przybliżeń. Rachunki liczbowe są bardzo proste, nie wymagają bowiem rozwiązania jakichkolwiek układów równań. W danym wypadku obli-

Profil: Clark Y.

$i = 19^0$ $i = 21^0$ $i = 26.3^0$

	5-te przybliżenie			3-cie przybliżenie			3-cie przybliżenie		
	Γ/b . V			Γ/b . V			Γ/b . V		
y	Założono	Obliczono	i_e	Założono	Obliczono	i_e	Założono	Obliczono	i_e
0	0,113	0,113	16,7°	0.104	0,104	19,4°	0,078	0.079	25,0°
0,3	0,113	0,114	16,5	0,107	0,107	18 7	0,078	0.079	25,0
0,5	0,113	0,114	15.5	0,110	0.110	17,8	0,079	0.079	25,1
0,7	0.107	0,107	13,8	0,112	0,113	15.2	0.088	0,087	22,9
0.9	0,083	0,083	10,1	0,088	0,087	10,6	0,096	0,096	11,7

Profil: Göttingen 387.

$i = 18^0$ $i = 21^0$ $i = 28^0$

	3-cie przybliżenie			2-gie przybliżenie			3-cie przybliżenie		
	Γ/b . V			Γ/b . V			Γ/b . V		
y	Założono	Obliczono	i_e	Założono	Obliczono	i_e	Założono	Obliczono	i_e
0	0,111	0,111	15,8°	0,110	0,110	18,9°	0,102	0,102	26,1°
0 3	0 111	0,111	15,3	0,111	0,111	18,5	0,102	0,102	26,1
0,5	0 110	0,110	14,7	0,111	0.111	17,8	0,103	0.103	25,5
0,7	0,105	0,005	13 0	0,110	0,110	15,8	0,105	0 105	24,1
0.9	0,080	0.075	8,8	0,089	0,088	10,4	0,107	0.106	13,1

*) Tłumaczenie na str. 325 niniejszego numeru.

czono wypór wzdłuż połowy rozpiętości skrzydła w pięciu punktach. Odległości y tych pięciu punktów od osi symetrii samolotu wyrażają się w ułamkach połowy rozpiętości:

$$y = 0;\ y = 0,3;\ y = 0,5;\ y = 0,7;\ y = 0,9.$$

Wyniki obliczeń obu rodzajów płatów zobrazowano na rys 2 i 3. Obliczenia z profilem *Clark Y* przeprowadzono dla geometrycznych kątów natarcia $i = 19^0$, 21^0 i $26,3^0$ (mierząc od miejsca w wykresie nośności, gdzie wypór równa się zeru). Kąty natarcia dla profilu *Göttingen 387* były: $i = 18^0$, 21^0 i 28^0. Najmniejsze z powyższych kątów natarcia odpowiadają współczynnikom wyporu C_y tuż przed maksymum wyporu. Druga para kątów odpowiada maksymum wyporu, a kąty największe — warunkom tuż po przeciągnięciu samolotu, gdzie wypór maleje w miarę wzrostu kąta natarcia. Na rys. 2 i 3 przedstawiono przebieg wartości $\Gamma/b \cdot V$ (Γ = cyrkulacja, b — rozpiętość) wzdłuż rozpiętości skrzydła (pełna linia). Charakterystyka tego rozkładu w znacznym stopniu odbiega od normalnej charakterystyki przy małych kątach natarcia. Zwłaszcza zaciekawia rozkład wartości $\Gamma/b . V$ na przeciągniętym skrzydle, gdzie miejscowy wypór przy końcach skrzydeł jest większy, niż w środkowej części skrzydła, bliżej kadłuba. Rozkład ten naogół pokrywa się z wynikami badań w tunelu aerodynamicznym.

Rys. 2 i 3 wykazują również przebieg wartości efektywnego kąta natarcia wzdłuż rozpiętości skrzydła (linia kropkowana). Ponieważ znany jest kąt natarcia, przy którym następuje oderwanie (kąt przeciągnięcia samolotu), więc łatwo oznaczyć na płacie granicę między obszarem lotu przeciągniętego i lotu nieprzeciągniętego. Na przykład profil *Clark Y* posiada efektywny kąt przeciągnięcia $i_e = 16^0$. A więc w miejscach płata, gdzie efektywny kąt natarcia i_e jest większy niż 16^0, lot jest przeciągnięty; na pozostałej części rozpiętości skrzydła (gdzie $i_e < 16^0$) lot jest nieprzeciągnięty. Ciekawe jest, że nawet przy geometrycznych kątach natarcia, większych od kąta przeciągnięcia, pozostaje nadal przy końcu skrzydła mała część powierzchni płata, gdzie opływ nie jest przeciągnięty. Wynik ten ma praktyczne znaczenie przy badaniach wpływu wyporu na sprawność lotek. Tablica nr. 1 zawiera dla ostatniego przybliżenia (numer porządkowy przybliżenia podano w tablicy) założone wartości $\Gamma/b. V$ oraz wartości obliczone. Widzimy, że zgodność wyników rachunku z założeniem jest zupełna. Normalnie wystarczają trzy stopnie przybliżenia; tylko w jednym wypadku trzeba było pięciu przybliżeń.

KRONIKA
ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ODCZYTY DLA INŻYNIERÓW

Rada Główna N.O.I. przesłała do wiadomości Zarządu Z.P.I.L. komunikat treści następującej:

Stowarzyszenie Elektryków Polskich organizuje cykl odczytów dla inżynierów p.n. „Najnowsze postępy w dziedzinie elektrotechniki i mechaniki" oraz „Fizyka doby współczesnej".

Odczyty te będą wygłoszone dzień po dniu, co umożliwi wysłuchanie ich również przyjezdnym, w audytoriach Uniwersytetu J. Piłsudskiego i Politechniki Warszawskiej w przerwie międzysemestralnej roku przyszłego, a więc w dniach od 3 do 14 lutego 1938 roku, w godz. między 17 a 22-gą.

Wykładać będą: p. p. prof. prof. Czesław Białobrzeski, dr. Wiesław Chrzanowski, Kazimierz Drewnowski, dr. Janusz Groszkowski, dr. Maksymilian Huber, dr. Mieczysław Jeżewski, dr. Tadeusz Malarski, p. doc. dr. Cezary Pawłowski, p. p. prof. prof. dr. Stefan Pieńkowski, Stanisław Płużański, Mieczysław Pożaryski, dr. Szczepan Szczeniowski, Karol Taylor, Roman Trechciński, dr. Jan Weyssenhoff, dr. Mieczysław Wolfke, Stanisław Zwierzchowski.

Koledzy, którzyby pragnęli skorzystać z ulgowych biletów na powyższe wykłady, zechcą jak najśpiesznej przesłać zgłoszenia pod adresem: Stowarzyszenie Elektryków Polskich w Warszawie, ul. Królewska 15.

Prezydium Rady Głównej N.O.I.

Sekretarz: (—) Inż. J. Nechay. I Wiceprezes: (—) Inż. J. Straszewicz.

PROGRAM ZIMOWY WOŁYŃSKIEJ SZKOŁY SZYBOWCOWEJ

Wołyńska Szkoła Szybowcowa L.O.P.P. na Sokolej Górze nadesłała do Związku program zimowy na rok 1937/38, na który składają się kursy szkolne według nowej instrukcji w zakresie III stopnia wyszkolenia i treningu do IV stopnia wyszkolenia, wyszkolenie instruktorskie w zakresie praktyki instruktorskiej i praktyki warsztatowej, oraz wyszkolenie narciarskie. Przewidziane są następujące terminy kursów: 1) od 18 grudnia 1937 do 20 stycznia 1938; 2) od 22 stycznia 1938 do 25 lutego 1938 oraz 3) dla pilotów zaawansowanych kurs doświadczalny w miesiącu marcu. Opłaty dla członków L. O. P. P. stowarzyszonych w kołach szybowcowych lub klubach lotniczych wynoszą: 1) za III stopień wyszkolenia — 50 zł. i 2) za trening do IV stopnia wyszkolenia — 20 zł. Dla osób niestowarzyszonych opłaty za wyszkolenie obowiązują podwójne. Opłata za zakwaterowanie wraz z wyżywieniem wynosi 2 zł. 50 gr. dziennie.

Zgłoszenia należy przesyłać bezpośrednio do Kierownictwa Szkoły (poczta Bereżce k. Krzemieńca) w terminie conajmniej dwutygodniowym przed rozpoczęciem odnośnego kursu.

Dodatkowe informacje, dotyczące dokumentów, koniecznych przy zapisie i in., mogą być uzyskane w Sekretariacie Z.P.I.L.

OFIARA NA POMOC ZIMOWĄ

Zamiast życzeń świątecznych Członkom Związku Zarząd Z.P.I.L. przekazał na Pomoc Zimową kwotę 20 zł.

NOWOPRZYJĘCI CZŁONKOWIE

Brynikowski Józef, Warszawa.
Fangor Wojciech Mieczysław, Lublin
Gubrynowicz Zdzisław, Warszawa.
Jarmicki Zygmunt, Warszawa.
Leja Wiktor Alojzy, Warszawa.
Mrozowski Tadeusz, Warszawa.
Rzechuta Mieczysław, Lublin.
Stypułkowski Romuald, Lublin.
Wagner Stefan Maksymilian, Warszawa.
Zagórski Antoni, Warszawa.

SKREŚLENI Z LISTY CZŁONKÓW

Zostali skreśleni z listy członków:
Falkiewicz Jerzy na podstawie § 10 Statutu.
Rużycki Stefan na własne żądanie.

WPROWADZANIE NOWYCH CZŁONKÓW

Koledzy, którzy wprowadzają nowych członków, proszeni są o czytelne podpisywanie deklaracji o przyjęcie i o podawanie obok podpisu swych adresów zamieszkania. Niewypełnienie tych warunków utrudnia rozpatrywanie deklaracji i może nawet uniemożliwić przyjęcie kandydata w wyniku niemożności zidentyfikowania członków wprowadzających.

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Constant-Speed Propellers (Śmigła o stałych obrotach) wygłosił dnia 25 października 1937 r. Frank W. Caldwell, dyrektor techniczny firmy Hamilton Standard.

Odczyt, bogato ilustrowany wykresami, był częściowym powtórzeniem artykułu, który ukazał się pod tym samym tytułem w S. A. E. Journal, w styczniu 1937 (por. tłumaczenie polskie w Technicznych Nowościach Lotniczych, marzec i kwiecień 1937, str. 74 — 80 i 91 — 102). Niektóre uzupełnienia, jak np. opis urządzeń do pomiarów naprężeń w łopatkach śmigła, zaczerpnął prelegent z odczytu, który wygłosił na II-gim Zjeździe „Lilienthal — Gesellschaft für Luftfahrtforschung" w Monachium w październiku b. r. (por. streszczenie w T.N.L., październik 1937, str. 290). Wobec tego, że powyższy artykuł i odczyt znane są naszym Czytelnikom, podajemy tylko streszczenie dyskusji.

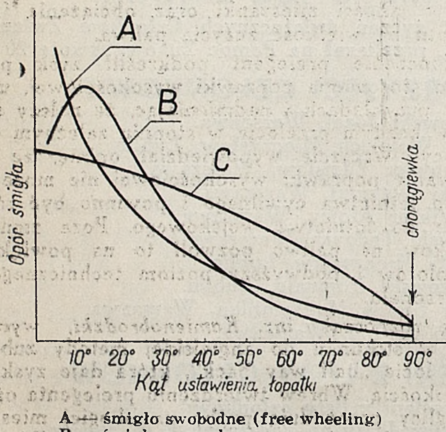
Inż. Jakimiuk postawił trzy pytania: 1) Dla bardzo dużych wysokości lotu (w stratosferze) warunki pracy śmigła tak bardzo różnią się od warunków przy starcie, że sama zmiana kąta ustawienia łopatek może już nie wystarczyć; jak będzie wtedy rozwiązane zagadnienie przystosowania śmigieł? W odpowiedzi prelegent zaznaczył, że w Stanach Zjednoczonych pracuje się obecnie nad lotami na wysokościach ok. 25.000 stóp (ok. 7.600 m); dla tych wysokości konieczne są śmigła o większych średnicach, niż dotychczas używane, i mniejszych ilościach obrotów, ze względu na szybkość dźwięku, która zmniejsza się z wzrostem wysokości. Wynika stąd zmniejszenie stosunku V/nD, co daje śmigło korzystnie pracujące na starcie. Dla wysokości większych, rzędu 40.000 stóp (ok. 12.200 m), zagadnienie mocno się komplikuje, gdyż dla zachowania optymalnego stosunku V/nD (przy którym obwiednia wszystkich krzywych $\eta = f(V/nD)$ osiąga maximum) konieczne jest daleko idące zmniejszenie obrotów śmigła.

2) Jaka jest wydajność śmigła o stałej ilości obrotów w różnych warunkach lotu i jakie gwarancje daje pod tym względem wytwórnia śmigieł? Dla prototypu pewnego samolotu komunikacyjnego wytwórnia śmigieł zagwarantowała wydajność 0,84, nie wymieniając, w jakich warunkach lotu.

3) Jak zmienia się wydajność śmigła przy zwiększaniu średnicy do wielkości ok. 6 m?

W odpowiedzi na 2) i 3) wyjaśnił prelegent, że bardzo trudno jest określić wydajność śmigła niezależnie od silnika. Pojęcie „sprawności pociągowej" (propulsive efficiency), wprowadzone w Stanach Zjednoczonych A. P., jest pewną fikcją i sprawność ta może w pewnych wypadkach osiągnąć wartość 120%. W tej sprawie prelegent odsyła do artykułu Thomasa, wygłoszonego na zebraniu Royal Aeronautical Society.

Wydajność zmienia się bardzo nieznacznie z wysokością, o ile śmigło pracuje w pobliżu warunków optymalnych. Zmiana wydajności przy przejściu z lotu poziomego do wznoszenia może być znaczna; stanowi to osobne zagadnienie. Jeśli zaś chodzi o utrzymanie mocy nie zmieniającej się z wysokością, to jest to sprawa dotycząca raczej silnika, niż śmigła.



A — śmigło swobodne (free wheeling)
B — śmigło normalne
C — śmigło zablokowane (locked)

Inż. Litwinowicz zapytuje, dlaczego firma Bristol nie mogła przezwyciężyć trudności przy próbach dostosowania swych silników do śmigieł o regulowanej ilości obrotów. W próbach występowały zawsze silne drgania przy przejściu przez pewne ilości obrotów. Odpowiedź brzmiała, że jak we wszystkich układach drgających, tak i tutaj należy pracować zdala od częstości odpowiadających rezonansowi.

Dyr. Seńkowski pragnie wiedzieć, jakie zalety ma napęd hydrauliczny, stosowany w śmigłach Hamilton, w stosunku do napędów elektrycznych, które się coraz bardziej rozpowszechniają. P. Caldwell wyjaśnia, że f. Hamilton, gdy pierwsza wprowadzała śmigła o łopatkach nastawnych w locie, wybrała całkiem świadomie z pośród różnych możliwych napędów rozwiązanie hydrauliczne jako najprostsze w realizacji i produkcji, wymagające stosunkowo najmniej wstępnych badań i dające zadawalające wyniki w eksploatacji. Z tych to względów opracowano z początku śmigło o dwóch położeniach (t. zw. dwuskok), po czym przystąpiono do realizacji śmigła o stałej ilości obrotów. Wielką zaletą regulacji hydraulicznej jest jej czułość i możność zmniejszenia histerezy tarcia do minimum. Śmigła lotnicze dają się synchronizować z dokładnością do 1—2 obrotów na minutę (przy ilości obrotów 2500/min), podczas gdy w praktyce wystarczyła by dokładność ok. 15 obr./min. Przy napędzie elektrycznym czułość jest znacznie mniejsza i wynosi dla dzisiejszych śmigieł tego typu ok. 100 obr/min; jest to skutek niemożności zastosowania silników elektrycznych o mocy wystarczającej dla dostatecznej regulacji. Przykład zastosowania napędu hydraulicznego znaleźć można w marynarce, gdzie śruby okrętowe przeciwbieżne są synchronizowane z dokładnością niemal idealną.

Poza tym wspomina *dyr. Seńkowski*, że w wytwórni Bristol śmigła o stałej ilości obrotów, a nawet dwuskokowe, próbowane na hamowni, powodowały uszkodzenie silnika już po 50 godzinach pracy. Zapytuje też, czy dla tego typu śmigieł zawieszenie silnika na linach jest konieczne. Prelegent uważa, że ciężar śmigła mógł tu odegrać decydującą rolę, i drgania układu wywołały prawdopodobnie nadmierne naprężenia w częściach silnika przy sztywnym jego zamocowaniu na stożku hamowni. Na samolocie naprężenia te mogą być znacznie mniejsze. Zawieszenie sprężyste na linach uważa prelegent za najlepsze, chociaż da się ono także zastąpić zawieszeniem na gumach.

Inż. Dziewoński zapytuje, czy f. Hamilton robi doświadczenia z materiałami na łopatki śmigła innymi niż dural (np. drzewo uwarstwione, pusta stal i in.). Prelegent jest zdania, że stal dałaby się z korzyścią zastosować dopiero przy średnicach ponad 6 m; przy mniejszych wymiarach ścianki wypadają za cienkie, wskutek czego łatwo powstają pęknięcia. Dobre wyniki dały niektóre materiały plastyczne, jak Micarta (rodzaj bakelitu): zaletą ich jest duże tłumienie wewnętrzne, a przez to odporność na drgania. Przy uderzeniu (np. podczas kapotażu) śmigło takie, podobnie jak drewniane, daje odłamki, co jest niebezpieczne, szczególnie w nowoczesnych samolotach. Śmigła te mają zastosowanie raczej dla wodnosamolotów. Próbowano także zastosować elektron, lecz bez wydatniejszych skutków.

Płk. Filipowicz stawia następujące pytanie, dotyczące przyszłego rozwoju śmigieł Hamilton: Czy zakres zmiany kąta ustawienia łopatek będzie w przyszłości zwiększony ponad obecne 20°? Czy wytwórnia prowadzi jakie prace w kierunku ustawienia łopatek „w chorągiewkę" (feathering propeller)? P. Caldwell przypomina, że pierwotnie łopatki dawały się przestawiać zaledwie o 6°, stopniowo zwiększono tę wartość do obecnych 20°, a na niektórych amerykańskich samolotach wojskowych stosuje się już dziś zakres sięgający 30°. W miarę dalszego rozwoju kąt ten niewątpliwie da się jeszcze powiększyć. Co się tyczy ustawiania łopatek „w chorągiewkę", t. j. pod kątem ok. 90° do płaszczyzny obrotu, to pewne prace są w toku. Prelegent wątpi jednak, czy ustawienie łopatek w chorągiewkę opłaca się i objaśnia to na wykresie.

Doświadczenie pokazuje, że zachowanie śmigła swobodnego (t. j. nie sprzężonego z wałem silnika, a więc działającego jak wiatrak), nie wiele różni się od zachowania normalnego śmigła. Mianowicie może tu być co najwyżej wzgląd na dalsze uszkodzenie silnika, napędzanego przez śmigło — wypadek bardzo rzadki. Natomiast zastosowanie hamulca na śmigło uważa prelegent za bardzo trudne.

Ostatnie pytanie stawia *inż. Danielewicz*, który słyszał o zamarzaniu oleju w napędzie hydraulicznym. Prelegent

zaznacza, że śmigła Hamilton przechodzą próby przy temperaturach —30°C, przy czym wiskoza cieczy jest nieco zwiększona. Śmigła mogą pracować przy temperaturach do —55°C ze zmniejszoną czułością regulacji. Zwalczać zamarzanie można, osłaniając cały mechanizm napędowy i regulacyjny, przy czym wskazanym jest pokrycie osłony dętką gumową, którą można od wewnątrz napompować powietrzem dla odlodzenia.

Dużym ułatwieniem dla słuchaczy, nie znających języka angielskiego, było tłumaczenie słów prelegenta na polski, a pytań dyskusyjnych na angielski. Trudne to zadanie spełniał *inż. Challier.*

Synchronizacja karabinów maszynowych, wygłosił dnia 29 października 1937 r. inż. Lucjan Frycz.

Zagadnienie uzgodnienia strzałów k.m. z ruchem śmigła wyłoniło się w początkach wojny światowej w momencie pojawienia się jednomiejscowych samolotów myśliwskich. Niewygodne posługiwanie się k.m., ustawionymi na skrzydłach samolotu zdala od pilota, stwarza konieczność strzelania przez płaszczyznę śmigła. W związku z tym powstają najrozmaitsze pomysły chronienia śmigła przed przebiciem pociskami k.m. ustawionego w zasięgu ręki pilota, w rodzaju pancerzenia śmigieł w linii strzału k.m. Dopiero w roku 1916 pojawia się w armiach frontu zachodniego przyrząd, uzgadniający strzały k.m., strzelającego przez płaszczyznę obrotu śmigła. Dorobkiem wojny światowej jest przyrząd uzgadniający francuski, stanowiący do obecnej chwili zaopatrzenie armii francuskiej.

Przyrząd uzgadniający dławi szybkostrzelność własną k.m. Dławienie to jest tym mniejsze, im wyższe są obroty tarczy kułaczkowej przyrządu uzgadniającego, oraz im większy wycinek tarczy zajmuje kułak, służący do poruszania elementu przyrządu uzgadniającego, działającego na k.m.

Od chwili zwolnienia iglicy do chwili przejścia pocisku przez pole śmigła upływa pewien czas, stały dla danej instalacji, wobec czego przy strzelaniu uzgodnionym na zmiennych obrotach śmigła przejście pocisku przez to pole będzie następowało w różnych odległościach od łopatek śmigła. Odległość ta zależy ponadto od temperatur, sposobu smarowania przewodu iglicznego w zamku k.m. oraz od bezwładności urządzeń, przekazujących ruchy przyrządu uzgadniającego na k.m. Bezwładność urządzeń spustowych k.m. i przekaźników przyrządu uzgadniającego ogranicza pewność sterowania strzałów k.m. pilota do 2100 — 2200 obr/min przyrządu uzgadniającego. Powyżej tych obrotów pojawiają się strzały niesterowane.

W dalszym ciągu prelegent opisał trzy typowe rozwiązania przyrządów uzgadniających do śmigieł dwułopatkowych: przyrząd uzgadniający francuski, Skoda-P.Z.L. oraz typu I.S. Przyrząd francuski posługuje się układem sztywnych wałków, zaś tarczka kułaczkowa, napędzana wałkiem, sprzężonym z silnikiem, ma 4 garby. Granica prawidłowego sterowania leży przy 800 obr/min tarczy kułaczkowej względnie przy 1600 obr/min śmigła przy zastosowaniu odpowiedniej przekładni między śmigłem a tarczą. Przyrząd Skoda-P. Z. L. steruje k.m. za pomocą drutu prowadzonego w pochwie metalowej o ruchu w jedną stronę przymusowym, w drugą odbywającym się pod działaniem sprężyny. Giętki drut w rurce ułatwia umieszczenie k.m. na płatowcu. Granica prawidłowego działania leży przy 1800 obr/min. śmigła. W przyrządzie typu I.S. specjalnej konstrukcji tarczka kułaczkowa przymusowo steruje drut przekaźnika ruchu w obydwu kierunkach bez udziału sprężyn. Wyeliminowanie sprężyn podniosło prawidłową stosowalność przyrządu do 2200 obr/min. śmigła i tej samej ilości obrotów tarczki.

Znane są następujące rozwiązania przyrządów uzgadniających do śmigieł trójłopatkowych:

1. Przez dobór przekładni między śmigłem a przyrządem uzgadniającym, stosowanym do śmigieł dwuramiennych; przekładnia taka może: (a) zwiększać obroty przyrządu względem śmigła (możliwość odpalenia k.m. co 120° obrotu śmigła) i (b) zmniejszać obroty przyrządu względem śmigła (możliwość odpalenia co 240°).

2. Przez samoczynne przestawianie tarczki kułaczkowej przyrządu uzgadniającego względem śmigła wraz ze zmianą obrotów śmigła.

Jeden i drugi typ przyrządów uzgadniających nie znalazł na razie szerszego zastosowania ze względu na wady poszczególnych konstrukcji.

W dyskusji *kpt. inż. Hirszbandt* zaznaczył, że pod względem niezawodności stawia k.m., umieszczony w skrzydle, w jednym rzędzie ze strzelającym przez śmigło. W obu wypadkach uważa, że usunięcie zacięć przez pilota jest w locie praktycznie niemożliwe. Strzelanie przez śmigło i synchronizację k.m. ze śmigłem należy uważać za zło konieczne z tego względu, że dla osiągnięcia jak największej celności pożądane jest przybliżenie osi lufy do osi płatowca. Dalej wyciąga z odczytu wnioski dla konstruktorów płatowców, jakie typy przyrządów uzgadniających należy dziś stosować przy danej ilości obrotów. Maksymalna ilość obrotów jest dziś ograniczona ze względu na synchronizację do około 2200/min. Nie jest więc słuszny zarzut niektórych konstruktorów, że obecny sprzęt seryjny nie pozwala na synchronizację. Trzeba tylko zważać także na dolną granicę obrotów, poniżej której grozi również przestrzelenie śmigła.

Na pytanie *inż. Kosko,* czy opłaca się strzelanie z k. m. przez wydrążony wał śmigła, wyjaśnia kpt. Hirszbandt, że tego rodzaju kosztowne rozwiązanie konstrukcyjne jest w zasadzie przewidziane dla wysokowartościowej broni, jaką jest działko lotnicze.

Na zakończenie *inż. Bartel* przypomina, że pierwszy synchronizator był wynalazkiem Polaka, Bednarczyka, w czasie wojny światowej. Niesłusznie przypisują go Fokkerowi, który ten wynalazek zastosował na swych samolotach.

Metody regulacji zużycia paliwa w locie, wygłosił dnia 5 listopada 1937 r. inż. Wacław Litwinowicz.

Po podkreśleniu ważności regulacji zużycia paliwa prelegent przeszedł do omówienia wzoru na średnie zużycie indykowane, podkreślając w związku z tym ważność sprawności indykowanej, ulegającej zmianom w zależności od warunków pracy silnika. Po krótkim omówieniu zalet mieszanek ubogich oraz podaniu klasyfikacji składów mieszanki w zależności od spółczynnika bogactwa mieszanki zostały scharakteryzowane przez prelegenta dwie metody ręcznego stosowania poprawki wysokościowej — amerykańska i angielska. Po opisaniu tych metod oświetlił prelegent zyski praktycznie osiągalne oraz trudności, napotykane przy stosowaniu metody angielskiej, t. zw. „3% drop of R.P.M.", popierając swoje wywody konkretnymi przykładami.

Następnie prelegent podkreślił wpływ jakości mieszanki na temperatury silnika, omawiając w dalszym ciągu szereg wykresów, dowodzących, że znacznie większy wpływ na temperatury przy mieszankach normalnych ma moc, niż małe wahania w jakości mieszanki. Z tego wynika, że poprawka wysokościowa jest ściśle związana z mocą.

Celem ułatwienia kontroli nad jakością mieszanki zostały wprowadzone dwa sposoby, opierające się na pomiarach temperatur głowic silnika oraz składu spalin. Po omówieniu wad i zalet tych metod, wynikających z właściwości używanych przy nich przyrządów: termopar i analizatorów spalin, przedstawił prelegent szereg wykresów, charakteryzujących działanie tych przyrządów. Ostatecznie prelegent wykazał, że wobec trudności regulacji ręcznej najwłaściwsze jest stosowanie samoczynnych poprawek wysokościowych. Godne polecenia jest również stosowanie przepływomierzy.

W dalszym ciągu zostały omówione wykresy, uzyskane w locie przy użyciu przepływomierzy, wykazujące wyraźnie wpływ jakości mieszanki oraz obciążenia i szybkości samolotu na wielkość zużycia paliwa.

Na zakończenie prelegent podkreślił zysk płynący z właściwego stosowania poprawki wysokościowej, uzasadniając to na przykładach i nadmieniając, że należy się nią posługiwać w każdym przelocie w stopniu zależnym od pobieranej mocy. Wreszcie wypowiedział opinię, że racjonalne stosowanie poprawki wysokościowej nie może ograniczać się do lotnictwa cywilnego i powinno być również wprowadzone do lotnictwa wojskowego. Poza zmniejszeniem wydatków na paliwo pozwoli to na powiększenie zasięgu samolotów i podwyższy poziom technicznego wyszkolenia personelu.

Dyskusję rozpoczął *inż. Kamienobrodzki,* wyrażając zastrzeżenia w stosunku do angielskiej metody zubożania mieszanki w locie „half way back", która daje zyski, malejące z wysokością. Wbrew twierdzeniu prelegenta oświadczył, że Anglicy przewidują próby na ubogiej mieszance, co wynika z wydanych w 1936 r. przepisów odbioru silników (zubożanie do najuboższego składu mieszanki, nie

dającego jeszcze spadku mocy). Wreszcie stwierdził, że sprawdzenie dokładności wskazań analizatora spalin jest bardzo utrudnione wobec braku dokładnej metody pomiaru ilości doprowadzonego powietrza, być może więc, że oświetlona przez prelegenta niedokładność wskazań analizatora powinna być raczej położona na karb niedokładności pomiarów ilości powietrza.

W odpowiedzi prelegent przyznał słuszność pierwszej uwadze, zaznaczając jednak, że jest ona aktualna dla znacznych wysokości, podczas gdy stosowane przez P.L.L. „LOT" wysokości przelotu (1500 — 2000 m) pozwalają jeszcze na uzyskanie dzięki metodzie angielskiej oszczędności, sięgających 10% w stosunku do zużycia normalnego. Na zysk taki nie pozwala metoda stosowana w wojsku, rezerwująca posługiwanie się poprawką wysokościową dla wysokości powyżej 2000 m. Prelegent uważa, że przewidziane w przepisach angielskich zubożenie mieszanki nie wkracza jeszcze w dziedzinę mieszanek ultraubogich. Wreszcie prelegent przyznaje, że metoda pomiaru powietrza dyszą jest mało dokładna, o czym anglicy doskonale wiedzieli przy przeprowadzaniu badań analizatorów.

Dyr. Seńkowski podkreśla brak zależności pomiędzy temperaturą silnika a przepalaniem zaworów, które bardziej cierpią przy pracy silnika na mniejszej mocy i mieszankach ubogich aniżeli przy pracy na mocy maksymalnej i mieszance bogatej. Na uwagę zasługuje twierdzenie, wysunięte przez p. Williamsa na łamach „Engineering", w myśl którego przepalanie zaworów zależy od ilości wolnego tlenu w spalinach, pojawiającego się w miarę zubożania mieszanki.

Z twierdzeniem p. Williamsa nie zgadza się *inż. Olszewski*, opierając swoje stanowisko na próbach, przeprowadzanych na silniku Wright przy obecności wolnego tlenu w spalinach. Praca silnika w tych warunkach nie doprowadziła do przepalenia zaworów.

Prelegent nawiązuje do przemówień obu przedmówców i opisuje zaobserwowane zjawisko: podczas nieuważnego regulowania w locie składu mieszanki metodą 3-procentowego spadku obrotów nastąpiły wibracje silnika, którym towarzyszył przy dłuższym ich trwaniu wzrost temperatur silnika i spadek obrotów, co wskazywało na występowanie detonacji. Nawet krótkotrwała detonacja może się przyczynić do szybszego przepalenia zaworów. Zaobserwował również wypadki przepalenia zaworów pod wpływem osiadających na przylgniach odprysków z trzona zaworu. Napotykanie takich wypadków dowodzi, że przyczyną przepalania nie jest wyłącznie utleniające działanie spalin. Wprowadzone obecnie w Stanach Zjednoczonych paliwa o liczbie oktanowej 100 pozwalają na około 10-procentowe obniżenie zużycia paliwa na silnikach, zaprojektowanych na paliwo o liczbie oktanowej niższej.

Sprawa stosowania paliw o liczbie oktanowej 100 była ponadto poruszona przez inż. Olszewskiego, utrzymującego, że były to silniki specjalnie przystosowane do tego celu, oraz dyr. Seńkowskiego, który wyraził przypuszczenie, że na silnikach tych stosowane było śmigło „constant speed".

Inż. Rzeczycki widział rok temu podczas pobytu w angielskich i francuskich wytwórniach gaźników całe serie gaźników, zaopatrzonych w samoczynną poprawkę wysokościową. Nie może nic powiedzieć o wynikach, uzyskiwanych w eksploatacji tych gaźników.

Prelegent wyjaśnił dodatkowo, że silniki z samoczynną poprawką wysokościową są stosowane w Europie jedynie w Szwecji na samolotach Douglas DC3 z silnikami Twin Wasp. Próby urządzeń takich, przeprowadzone w K.L.M. na silnikach firmy Wright nie dały zadawalających wyników. Nie wie, jaki system regulacji został przyjęty na nowych samolotach firmy Short, zakupionych przez Imperial Airways. Na zakończenie nadmienił, że nieuwzględniona została w jego odczycie sprawa podgrzewania powietrza przed gaźnikiem, wpływająca na zużycie paliwa. Przedstawiony przez prelegenta wykres wykazał, że zastosowanie podgrzewania jako środka zapobiegającego zamarzaniu gaźnika znacznie podwyższa zużycie paliwa.

Szkolenie rzemieślników w naszym przemyśle lotniczym. Część I. — Szkolenie uczni wygłosił dnia 12 listopada 1937 r. por. mg. inż. Adam Jaworski.

Prelegent przedstawił i scharakteryzował całokształt obowiązujących w Polsce ustaw, dotyczących sprawy szkolenia uczni w przemyśle, przytaczając na wstępie źródła, na jakich oparł informacje, zawarte w odczycie. Rozpoczął od omówienia, kto jest upoważniony do nauczania rzemiosła, przechodząc następnie do ustalenia, kogo wolno przyjąć na ucznia. Stan rzeczy w tej dziedzinie nie jest zdaniem prelegenta zadawalający, i należałoby jego zdaniem wprowadzić kwalifikację kandydatów według stanu zdrowia i wyniku badań psychotechnicznych.

Czas nauki w przemyśle, dotychczas nieunormowany, powinien zdaniem prelegenta trwać 3 do 4 lat, przy czym dla lotnictwa obowiązywałaby górna granica. Istniejący zakaz pobierania od uczni opłaty za naukę należy uznać za szkodliwy, ogranicza on bowiem możliwości przemysłu w kierunku szkolenia uczni, co jest bardzo niepomyślną okolicznością w związku z coraz silniej zaznaczającym się zapotrzebowaniem przemysłu na fachowców. Ustawowa opieka nad uczniami ustala również czynności, do których uczni nie wolno używać, co zniechęca wielu pracodawców do zatrudniania uczni w wieku poniżej 18 lat, stanowiącym granicę, poniżej której obowiązują tego rodzaju ograniczenia.

Omawianie stanu prawnego, dotyczącego sprawy szkolenia uczni, zakończył prelegent krytycznym oświetleniem sprawy egzaminów, odbywających się na zakończenie szkolenia, po czym scharakteryzował całokształt naszego ustawodawstwa w tej dziedzinie; jest ono zdaniem prelegenta wadliwe, kładzie bowiem przesadny nacisk na opiekę socjalną, spychając na drugi plan program szkolenia i sprawdzania jego wyników. Wad tych nie wykazuje na przykład ustawodawstwo niemieckie.

Program szkolenia rzemieślników w przemyśle istnieje u nas jedynie w Regulaminie szkolenia uczniów w wojskowych warsztatach lotniczych. Program ten został przedstawiony w skrócie przez prelegenta wraz z omówieniem wymagań, stawianych uczniom na egzaminach, odbywających się raz do roku. Uczniowie obowiązani są do uczęszczania do wieczornych szkół zawodowych, pozostawiających zdaniem prelegenta bardzo wiele do życzenia. Przytoczone przez prelegenta przykłady dowiodły, że w obecnym stanie rzeczy kursy te są traktowane raczej jako formalność, a wartość nabywanej na nich wiedzy jest minimalna. Temu stanowi rzeczy zapobiegłoby wprowadzenie kursów dziennych, w których wykładaliby specjaliści z przemysłu. Wspominając o istniejących przy II Szkole Rzemieślniczej wieczorowych kursach dokształcających, prelegent upamiętnił obecnym zasługi ich założyciela, inż. Łukaszewicza, poświęcającego od pięciu lat cały swój wolny czas pracy na polu szkolnictwa.

W dalszym ciągu prelegent omówił złożony przez siebie przed dwoma miesiącami w Dowództwie Lotnictwa projekt szkolenia uczniów w wojskowych warsztatach lotniczych. Między innymi zmianami w porównaniu do obecnego stanu rzeczy projekt ten wprowadza zasadę płacenia przez uczni za naukę celem zwiększenia możliwości warsztatów w kierunku szkolenia. Ponadto projekt kładzie szczególny nacisk na należyty poziom techniczny szkolenia i na kontrolę postępów ucznia. Celowi temu ma służyć między innymi prowadzenie przez uczniów notatek przez cały czas szkolenia i roczne egzaminy, co zostało wprowadzone również przez ustawodawstwo niemieckie od 1.III b. r.

Największe możliwości kształcenia rzemieślników dla przemysłu dają szkoły przy wytwórniach. Szkół takich jest w Polsce pięć, wśród nich mająca duże znaczenie dla przemysłu szkoła w Wytwórni Płatowców Państwowych Zakładów Lotniczych. Program szkół jest oparty o ministerialny projekt programu gimnazjum mechanicznego, wprowadzanego obecnie do naszego szkolnictwa zawodowego. Program ten opiera się na warsztacie wytwórczym jako ośrodku nauczania i daje praktyczną naukę ślusarstwa, kowalstwa i obróbki mechanicznej, uzupełniając to wykładami potrzebnych przedmiotów. Prelegent uważa za słuszny zarzut, stawiany temu programowi przez prowadzące własną szkołę Państwowe Zakłady Inżynierii: zbyt małego procentu godzin, przeznaczonego na naukę pracy warsztatowej.

Dłużej zatrzymał się prelegent na programie nauczania w szkole P. Z. L. Program ministerialny został w niej dostosowany do potrzeb lotnictwa przez skrócenie nauki na obrabiarkach i wprowadzenie nauki metod wytwórczych, stosowanych w lotnictwie. Szkoła, licząca obecnie 60 uczni, przewiduje nauczanie czteroletnie z wynagrodzeniem, wynoszącym od 0 (pierwszy rok) do 60 gr za godzinę (czwarty rok). Wykłady prowadzą inżynierowie wytwórni. Szkoła nie jest wolna od wad (zbyt mały procent dzieci pracowników P. Z. L., brak miejsca, nieuwzględnianie badań psychotechnicznych i in.), jednak stanowi wartościową pozycję w naszym przemyśle.

Na zakończenie prelegent ujął w następujący sposób potrzeby szkolenia uczni w przemyśle lotniczym:

1. Otwarcie szkoły przy Wytwórni Silników P. Z. L., obejmującej szkolenie czeladników silnikowych i obróbki mechanicznej.

2. Rozszerzenie i należyte wyposażenie istniejącej szkoły w Wytwórni Płatowców P. Z. L.

3. Zamiana wszystkich zawodowych szkół wieczorowych, do których uczęszczają uczniowie zatrudnieni przez przemysł lotniczy, na szkoły dzienne, posiadające wykładowców przedmiotów zawodowych, pracujących w tymże przemyśle.

4. Zwiększenie ilości uczni w przemyśle lotniczym aż do granic, dopuszczalnych pojemnością warsztatów dzięki usunięciu zakazu bezpłatnego zatrudniania uczni.

5. Opracowanie minimów egzaminacyjnych dla czeladników ślusarskich, blacharskich i obróbki mechanicznej.

6. Uzgodnienie programów szkolenia między wytwórnią a szkołą.

7. Stosowanie racjonalnego doboru uczni dzięki zawiadamianiu zainteresowanych przez kuratoria i wprowadzeniu badań psychotechnicznych.

8. Obowiązkowe prowadzenie notatek przez uczni w czasie praktyki.

9. Roczne egzaminy sprawdzające postępy uczniów na warsztacie.

Kończąc, zapowiedział prelegent wygłoszenie drugiego odczytu na temat szkolenia brygadzistów i majstrów i przedstawienie do uchwały projektu memoriału o stanie i potrzebach szkolnictwa zawodowego i środkach zaradczych; według przewidywań prelegenta memoriał ten byłby przedstawiony właściwym władzom jako wyraz poglądów Związku na ważne i nierozwiązane dotychczas zagadnienia szkolenia rzemieślników w przemyśle lotniczym.

W dyskusji zabierali głos:

Prof. Macewicz zgadza się z krytyczną opinią prelegenta, dotyczącą wieczorowej szkoły zawodowej, i podkreśla wysoką wartość szkół, tworzonych przy wytwórniach. Z podobną oceną spotkał się, badając szkolnictwo zawodowe w Szwajcarii, Belgii i Sowietach. Kwestionuje zalety naszych zawodowych szkół dziennych, niedostatecznie zdaniem jego wyposażonych. Uznaje za trafny system duński, polegający na szkoleniu uczni u majstra, a jedynie doszkalaniu ukończonych już czeladników w specjalnym instytucie.

Inż. Challier uznaje problem szkolnictwa za bardzo ważny, gdyż o wyniku każdej działalności decyduje przygotowanie człowieka. Z. P. I. L. ma to zagadnienie na uwadze i gromadzi już materiały dla określenia wytycznych szkolenia techników i inżynierów lotniczych. Użycie drogi memoriałów jest tylko wtedy celowe, gdy są one należycie przemyślane i opracowane.

Inż. Litwinowicz wyraża pogląd, że szkolenie uczni należy prowadzić u majstra, a doszkalanie pozostawić samouctwu.

Dr. Pawlikowski zwraca uwagę, że wykładanie może się ujemnie odbić na spełnianiu przez wykładowcę obowiązków, związanych z jego właściwym zawodem. Szkół wieczorowych nie należałoby zamykać, gdyż mimo ujemnych stron przyczyniają się do podniesienia poziomu naszych rzemieślników.

Inż. Pirowski stwierdza na podstawie własnej praktyki wysoką wartość absolwentów szkół dziennych. Zamknięcie szkół wieczorowych uważa za niewykonalne, gdyż w szkołach dziennych zabrakłoby pomieszczeń i wykładowców. Wytwórnia silników nie odczuwa braku specjalistów, którymi ją zmuszał do przedsięwzięcia szkolenia na własną rękę.

Dyr. Seńkowski potwierdza dużą wartość absolwentów szkół dziennych, co tłumaczyć można m. in. większym zainteresowaniem postępami dzieci ze strony rodziców, opłacających naukę z dużym nieraz ograniczeniem swoich potrzeb. Wytwórnia Silników odczuwa trudności z doborem kandydatów na brygadzistów i majstrów; nie dotyczy to kwalifikowanych robotników.

W odpowiedzi prof. Macewiczowi prelegent powołał się na dodatnią opinię inż. Pirowskiego i dyr. Seńkowskiego o absolwentach szkół dziennych, zwalniającą go od potrzeby dodatkowej obrony tego typu szkoły. System duński byłby w naszych warunkach wręcz szkodliwy, zwłaszcza w przemyśle lotniczym, ze względu bowiem na niski poziom ogółu samodzielnych majstrów uczeń niewiele by się u nich nauczył, pozostając w tyle przede wszystkim z nauką rysunków technicznych. Wytwórnia Płatowców odrzuca większość zgłaszających się czeladników ślusarskich i blacharskich ze względu na brak koniecznej w wytwórni płatowców umiejętności czytania rysunków technicznych.

Prelegent podziela z inż. Challier przekonanie o konieczności przedyskutowania memoriałów przed ich uchwalaniem i w związku z tym zakończył odczyt swój postulatami, które ma zamiar wysunąć w projekcie memoriału, przewidzianego na zakończenie drugiego odczytu.

Przeciwstawiając się poglądowi inż. Litwinowicza, popierającego szkolenie uczni przez majstrów, prelegent odsyła go do argumentów, zawartych w odpowiedzi prof. Macewiczowi i do przytoczonych w dyskusji głosów za szkołami dziennymi. Dowodem wartości takich szkół jest długoletnie ich istnienie zarówno przy przedsiębiorstwach krajowych, jak i zagranicznych.

W odpowiedzi dr. Pawlikowskiemu zaznacza prelegent, że inżynier wykładający przedmiot swej specjalności nie potrzebuje przygotowywać się. Istniejące szkoły wieczorowe podrywają zaufanie rzemieślników do wartości nauki; nie można również zapominać o dodatnich wynikach, osiągniętych przez Austrię po zamknięciu przed paroma laty szkół wieczorowych.

Wysunięte przez inż. Pirowskiego trudności przeniesienia uczni ze szkół wieczorowych do dziennych nie będą odczute przy dokonaniu tej reformy na razie w przemyśle lotniczym. Odpowiadając dyr. Seńkowskiemu, wyraża prelegent przekonanie, że prowadzona obecnie rozbudowa przemysłu lotniczego postawi i Wytwórnię Silników wobec braku fachowych robotników. Ponadto zwraca prelegent uwagę na niedostateczny poziom moralny niektórych robotników, oddających kontroli w niektórych wypadkach przedmioty źle wykonane wraz z dobrymi. W razie powiększenia produkcji wraz z towarzyszącym temu osłabieniem kontroli objawy takie mogą nabrać niepokojącego charakteru. Szkoła prowadzona przez wytwórnie, daje doskonałą sposobność poznania charakterów uczni, daje zatem dobre wskazówki przy późniejszym dobieraniu kandydatów na brygadzistów i majstrów.

Niebezpieczne temperatury dla silnika lotniczego wygłosili dnia 19 listopada 1937 r. inż. inż. Kazimierz Kamienobrodzki i Witold Czarnocki.

W obszernym wstępie inż. Kamienobrodzki uzasadnił, że podobnie jak dla organizmu ludzkiego, istnieją dla silnika lotniczego pewne charakterystyczne zakresy temperatur. Temperatury maksymalne, stanowią w istocie rzeczy dolną granice zakresu, który możnaby porównać ze stanem podgorączkowym organizmu żyjącego, bynajmniej nie zagrażającym bezpośrednio życiu, wpływającym jedynie na zmniejszenie żywotności. Temperatury silnika, leżące w tym zakresie, nazywa prelegent szkodliwymi. Dalsze podwyższenie temperatur prowadzi do warunków, zagrażających całości silnika nawet przy bardzo krótkim okresie pracy: są to już temperatury niebezpieczne. W związku z tym nasuwa się szereg pytań, jak n. p. jak określa wytwórnia graniczne temperatury silnika, jak zachowuje się silnik przy temperaturach szkodliwych, jaka jest rozpiętość pomiędzy temperaturami szkodliwymi a niebezpiecznymi, która część silnika jest najwrażliwsza na wysokie temperatury, jak zachowa się moc przy temperaturach niebezpiecznych i in. Jest rzeczą oczywistą, że odpowiedzi na te pytania, aktualnych dla jednego silnika, nie można uogólniać na silniki inne.

Wykrywanie i ocena skutków wysokich temperatur napotyka zdaniem prelegenta na szereg trudności; nieraz przyczyna bywa brana za skutek i odwrotnie. Badania w tej dziedzinie są ponadto utrudnione przez niedość wysoko stojącą technikę pomiarów temperatur. Wiadomości w tej dziedzinie były jeszcze do niedawna bardzo skąpe, co prelegent poparł przykładem z własnej praktyki: jedna z przodujących wytwórni zagranicznych nie zdawała sobie do niedawna sprawy z panujących w locie temperatur tulej cylindrów. Skutkiem tej nieznajomości było ustalenie maksymalnych temperatur tulej na zbyt niskim poziomie, niemożliwym do utrzymania w praktyce nawet po całkowitym usunięciu okapotowania.

Następnie inż. Czarnocki opisał doświadczenia, których zadaniem było zbadanie pracy silnika w zakresie wysokich temperatur. Doświadczenia te zostały przeprowadzone na jednocylindrówce chłodzonej powietrzem, pracującej przy mocy, odpowiadającej maksymalnej przelotowej, w której wysokie temperatury były wywoływane przez małą intensywność chłodzenia i przez pracę na ubogich mieszankach. Próba składała się z szeregu trzygodzinnych

okresów, przy czym szybkość chłodzenia w każdym następnym okresie była o 20 km/godz. mniejsza w porównaniu do szybkości chłodzenia podczas okresu poprzedniego. Podczas prób mierzono moc, zużycie paliwa i temperatury w różnych punktach cylindra. Po każdym okresie przeprowadzano oględziny cylindra. Okres przy 40 km/godz. przeszedł bez zaburzeń, i dopiero przy 20 km/godz. nastąpiło zniszczenie głowicy po jednogodzinnej pracy. Tłok pozostał nieuszkodzony. Wyniki próby zostały przedstawione na zdjęciach uszkodzonych części oraz wykresach, wskazujących zmiennność temperatur w różnych punktach cylindra i przy różnych szybkościach chłodzenia.

Następnie głos zabrał inż. Kamienobrodzki, opisując analogiczną próbę na silniku lotniczym przy której udało się obniżyć szybkość chłodzenia jedynie do 120 km/godz. ze względu na temperaturę oleju, która doszła w tych warunkach do 140^0. Przy tej szybkości próba trwała tylko 4 minuty. Analizując wynik próby na jednocylindrówce, prelegent zaznaczył, że pracowała ona powyżej temperatury maksymalnej około 15 godzin bez widocznych skutków. Dopiero praca przy 20 km/godz. wprowadziła silnik w zakres temperatur niebezpiecznych. Próba wskazała, że zakres temperatur od maksymalnych do niebezpiecznych wynosi na świecach około trzystu kilkudziesięciu stopni. Wpływ temperatur na moc okazał się mniejszy, niż należało przypuszczać, spadła ona bowiem zaledwie o 10%.

Dyskusję rozpoczął *inż. Litwinowicz*, dowodząc, że użytkownik odczuwa już stosunkowo nieznaczne podwyższenie temperatury silnika w locie, jak 30 do 40^0. Tę zwiększoną wrażliwość silnika w locie na temperatury należy przypisać odmiennemu zabudowaniu, oraz sąsiedztwu znajdujących się za silnikiem akcesorii, nagrzewających się od silnika. Stwierdzony termoparami czas grzania się silnika nie odpowiada rzeczywistości ze względu na wolną reakcję termopar, nadążających z dużym, jak to wykazały próby na zachodzie, opóźnieniem za zmianami temperatur w przestrzeni dawkowej. Przy wznoszeniu samolotu przekroczenie maksymum temperatury o 40^0 wpływa ujemnie na pracę silnika. Mówca twierdzi, że anglicy zwracają w ostatnich czasach dużą uwagę na maksymalne temperatury silnika, na co wskazują przeprowadzane przez nich próby.

Inż. Tuszyński zwraca uwagę na różnicę między warunkami w jakich pracuje silnik jednocylindrowy, w stosunku do wielocylindrowego. W ostatnim olej, opuszczający tuleję główną korbowodu, jest rzucany na całym obwodzie karteru, zajętym przez gorące cylindry, od których silnie się nagrzewa. W silniku jednocylindrowym na cylinder trafia tylko stosunkowo nieznaczna część oleju, reszta oleju zaś styka się ze stosunkowo zimnym karterem. To jest przyczyną, dla której temperatury oleju w silniku jednocylindrowym są niższe, aniżeli analogiczne temperatury w silniku wielocylindrowym. Tak niewątpliwie było i podczas opisanej próby, mimo, że temperatury oleju nie zostały przez prelegentów podane. Gdyby stwierdzone w czasie próby temperatury cylindra zostały osiągnięte na silniku normalnym, wówczas towarzyszyłyby im znacznie wyższe temperatury oleju; konsekwencje tych wysokich temperatur mogłyby być dwojakie: nadmierne rozrzedzenie oleju, na gwarantujące prawidłowego smarowania tłoka (niebezpieczeństwo zatarcia), oraz spowodowane gorszym chłodzeniem przez olej wysokie temperatury tłoka z możliwością zwykłych w takich wypadkach konsekwencji pod postacią zaklejania pierścieni. Inaczej mówiąc, przeprowadzenie analogicznej próby na silniku wielocylindrowym pociągnęłoby za sobą prawdopodobnie uszkodzenie lub zatarcie tłoka zamiast zniszczenia głowicy.

Inż. Challier, stwierdziwszy, że niejednokrotnie trzeba przekraczać dopuszczalne temperatury w locie, zapytuje, jakie są tu dopuszczalne tolerancje. Kwestionuje celowość brania pod uwagę wpływu temperatur silnika na umieszczone za nim aksesoria, o których wspomniał inż. Litwinowicz. Porównanie wyników prób silnika na hamowni, z próbami w locie jest możliwe pod warunkiem takiego rodzaju okapotowania silnika na hamowni, któreby zapewniło ilości przepływającego powietrza przy pewnych spadkach ciśnienia, identyczne lub zbliżone do odpowiednich wartości w locie. Wkrótce będzie się żądać od silnikowców podawania wielkości przepływu powietrza i spadku ciśnienia, koniecznych dla prawidłowego chłodzenia silnika w locie. Z tym wiąże się budowa osłon sterowanych, mających zapewnić dostateczny przepływ powietrza również podczas wznoszenia, gdy zmienia się spadek ciśnienia w osłonie.

Por. Jaworski zapytuje, dlaczego nie poprawiono błędnych wyników, uzyskanych podczas jednego z pomiarów wskutek złego założenia termopary. Wyraża żal, iż nie podano tabelki z liczbowymi wartościami poszczególnych pomiarów, co pozwoliłoby na przekonanie się o stopniu rozrzucenia punktów, składających się na poszczególne krzywe.

Dyr. Seńkowski podkreśla duże znaczenie prób, dotyczących dziedziny, naogół w literaturze pomijanej. Próba wskazuje na drogi, które należałoby wyzyskać; stoi temu na przeszkodzie usztywnienie pojęć, traktujących pewne t_{max} jako niewzruszone. Wyniki próby, która pokazała, jaka część silnika i przy jakiej szybkości chłodzenia ulega zniszczeniu, nie dałyby się w żadnym razie przewidzieć i są bardzo pouczające. Zgadza się z prelegentem, że szkodliwość pracy przy wysokich temperaturach okazała się znacznie mniejsza, niż można by było przypuszczać. Trudno powiedzieć, czy i jak dalece pewien nieznaczny wzrost temperatury oddziała szkodliwie na silnik, nawet na przestrzeni dłuższego czasu. Uzupełnia wywody prelegentów, ostrzegając konstruktorów płatowców przed zastosowaniem wyników próby do warunków lotu. Wyniki te należy traktować narazie jedynie jako drogowskaz dla konstruktorów silników.

Inż. Litwinowicz wyjaśnia w związku z oświadczeniem inż. Challier, że dopuszczalność wysokich temperatur wiąże się ściśle z wysokością lotu; tak n. p. graniczna ze względu na pewność doprowadzania paliwa temperatura przewodu paliwowego maleje z wysokością. Wpływ wysokich temperatur zależy również od wilgotności powietrza. Na trasach południowych iskrowniki pewnej firmy przestają pracować prawidłowo przy temperaturach 70^0 ze względu na dużą wilgotność powietrza.

Inż. Ratajski omawia źródła niedokładności, kryjące się w metodzie pomiaru temperatur przy pomocy termopar. Różne potencjały elektryczne w poszczególnych punktach silnika, niedokładne zamocowanie termopar — wszystko to może za sobą pociągnąć błędy sięgające 50%. Z tego względu porównywanie między sobą temperatur jest ściśle jedynie wówczas, gdy warunki przy obu pomiarach były jednakowe, co rzadko zachodzi. Racjonalniejsze byłoby porównywanie temperatur procentowo aniżeli w stopniach.

Inż. Challier precyzuje, że poruszając sprawę wpływu temperatur na akcesoria miał na myśli jedynie te wpływy, które odbijają się na pracy samego silnika, a nie chciał zajmować się samymi akcesoriami, aby nie wprowadzać nadmiernej ilości parametrów.

W odpowiedzi inż. Czarnocki rozpoczął od omówienia pomyłki, na którą zwrócił uwagę por. Jaworski. Mimo uzyskania wyraźnie błędnego odczytu, spowodowanego złym zamocowaniem termopary, nie przeprowadzono pomiaru korygującego, gdyż wymagałoby to przerwania próby dla jednego stosunkowo mało znaczącego pomiaru. Rozrzucenie punktów poszczególnych krzywych było bardzo niewielkie, co stwierdzono, przeprowadzając sprawdzającą próbę na drugim jednakowym cylindrze i otrzymując wyniki, różniące się w granicach błędu doświadczalnego. Możliwości błędu wyliczone przez inż. Ratajskiego, były podczas pomiarów nieaktualne. Nawiązując do uwag inż. Litwinowicza o pracy iskrowników przy wysokich temperaturach stwierdza, że miał iskrowniki dobrze pracujące przy temperaturze 80^0.

Inż. Kamienobrodzki wyjaśnia inż. Litwinowiczowi, że nie zamierzał udowadniać, iż silnik może pracować bezkarnie przy temperaturach szkodliwych: są one „karne", bo powodują spadek żywotności silnika. Jest przeciwny podawaniu temperatur maksymalnych z tolerancją. Gdyby podano granicę 200^0 z tolerancją 20^0, wówczas pracowanoby przy 220^0, gdyby podano granicę 220^0 — pracowanoby przy 240^0 i t. d.

Przyczynek do konstrukcji zębatych pomp smaru wygłosił dnia 26 listopada 1937 r. inż. Kazimierz Hauk.

Prelegent omówił na początku zjawisko poślizgu, istniejące przy współpracy kół zębatych, podając sposób ustalenia jego wielkości. Od poślizgu właściwego zależy zużycie zębów, dające się zmniejszyć przez danie zaokrągleń na wierzchołkach zębów, gdzie poślizg wypada największy. Innym charakterystycznym zjawiskiem, występującym przy pracy pomp zębatych, jest ściskanie międzyzębne smaru, mogące w braku odpowiednich środków zaradczych spowo-

dować bardzo znaczne naciski jednostkowe w łożyskach podtrzymujących osi kół. Po omówieniu istoty tego zjawiska, spowodowanego przez ściskanie klina smaru, zamkniętego między współpracującymi zębami pompy, prelegent podał sposoby jego uniknięcia, jak wyfrezowanie kanałków w ściankach korpusu, przylegających do czołowych powierzchni kół, i wprowadzenie pewnych luzów międzyzębnych. Prelegent podał metodę obliczania przekroju kanałków, wychodząc z jednej strony ze znanej szybkości, z jaką zmniejsza się objętość smaru w przestrzeni międzyzębnej, z drugiej strony zaś z określonego spadku ciśnienia, jaki powinien istnieć między przestrzenią między zębami a stroną pompy, do której smar z pomiędzy zębów jest odprowadzany. W dalszym ciągu prelegent uzasadnił na podstawie wzoru, że dla uzyskania maksymalnego wydatku pompy o określonej średnicy i szerokości kół należy dać możliwie małą ilość zębów. Z kwestią tą łączy się sprawa podcinania zębów, do której prelegent przeszedł następnie. Na podstawie wykresu przyporu prelegent udowodnił, że koła pomp zębatych powinny być obrabiane na Fellows'ie nożem o możliwie małej ilości zębów, gdyż obniża się wówczas ta minimalna ilość zębów, przy której koła mogą ze sobą współpracować bez specjalnych podcięć. Na zakończenie została omówiona przez prelegenta konstrukcja kół pompy bristolowskiej, których zęby są zaopatrzone w sfrezowania, zajmujące część szerokości zębów. Sfrezowania te mają za zadanie zmniejszenie zużycia zębów i zapobieżenie międzyzębnemu ściskaniu smaru.

W dyskusji zabrał głos *inż. Strzeszewski*, zapytując o bilans cieplny pompy smaru. Prelegent w odpowiedzi wyjaśnia, że mierzył podgrzewanie smaru na pewnej pompie, stwierdzając przyrost temperatury w mechaniźmie, wynoszący ok. 3°C. W danym wypadku temperatura smaru ustalała się na 60°C przy około 30 litrach w obiegu i krótkich przewodach.

Dr. Naleszkiewicz zwraca uwagę na ostatnie doświadczenia, wykonane na niektórych koloidach i olejach, z których wynika, że lepkość ulega chwilowym zmianom w zależności od stanu ruchu cieczy. Mówca przypuszcza, że zjawiskiem tym można by wytłumaczyć stwierdzany w pewnych warunkach i pozornie niezrozumiały wzrost sprawności wolumetrycznej pompy. Prelegent zaznacza, że powyższe zjawisko daje się zauważyć przy pomiarach charakterystyk.

Inż. Narkiewicz uważa, że w pompie bristolowskiej powinno następować szybkie zużywanie się pozostawionych przy końcach niesfrezowanych krawędzi zębów. Twierdzi, że poprawki profili zębów w myśl wywodów prelegenta dadzą odchylenia od ewolwenty. Prelegent potwierdza to przypuszczenie. Zaokrąglenia wierzchołków w kołach zębatych General Motors przewidziane są przy nacinaniu. Zużywanie się pozostawionych krawędzi nie jest takie, jak należałoby się spodziewać, co należy prawdopodobnie zapisać na rachunek poduszki smaru.

Inż. Rzeczycki zapytuje o przeznaczenie rowków na powierzchniach czołowych kół, a poza tym wypowiada zdanie, że we wzorze na wydatek powinna występować zamiast średnicy podstaw średnica styczna do koła wierzchołków drugiego koła zębatego. Chciałby wiedzieć, jakie są wielkości sprawności wolumetrycznej. Prelegent w odpowiedzi wyjaśnia, że rowki na powierzchniach czołowych przeznaczone są do smarowania, koniecznego wobec małego luzu osiowego kół. Wzór według inż. Rzeczyckiego jest słuszniejszy, jednak dla prostoty wyrażenia użyto formy podanej w odczycie. W związku z tym spółczynnik sprawności będzie musiał pokrywać spowodowaną tym niedokładność. W pewnym wypadku uzyskano sprawność 60%.

Inż. Litwinowicz mówi o zalewaniu silnika w spoczynku smarem po przez pompę przy istnieniu zbiornika powyżej pompy i o potrzebnych w związku z tym urządzeniach zabezpieczających. Prelegent podaje, że zjawisko to zostało w pełni potwierdzone w wyniku specjalnych prób. Ze względu na brak danych nie wypowiada się w sprawie zaworów zabezpieczających przed tym zalewaniem.

Inż. Mioduszewski przeprowadza kompromis między ścięciami za biegiem i ścięciami na profilach pracujących i dochodzi do wniosku, że koło pędzące powinno mieć ścięcia z przodu i z tyłu, natomiast oba rodzaje ścięć pokrywają się w przypadku koła napędzanego. Prelegent potwierdza słuszność tego poglądu.

Podgrzewanie czynnika zasysanego w silnikach wygłosił dnia 3 grudnia 1937 r. dr. Bolesław Szczeniowski.

W odczycie prelegent poruszył m. in. problemy, omówione w jego pracy drukowanej w 1934 r. pod tym samym tytułem. Podgrzewanie, pozbawione większego znaczenia przy stosowaniu lotnej benzyny, zyskuje na wadze przy użyciu alkoholu ze względu na jego mniejszą lotność i duże ciepło parowania. Używające lotnej benzyny lotnictwo musiało również pomyśleć o podgrzewaniu ze względu na niebezpieczeństwo zamarzania gaźnika.

Teoretycznym wymaganiem przy podgrzewaniu jest doprowadzenie takiej ilości ciepła, aby paliwo wchodziło do cylindra całkowicie odparowane, gdyż w przeciwnym razie występuje gorsze spalanie oraz osiadanie ciekłego paliwa na ściankach cylindra z ewentualnym rozcieńczaniem smaru. Rachunkowe rozwiązanie tego zagadnienia jest proste jedynie w wypadku paliw jednorodnych, wobec czego paliwa niejednorodne należy zastąpić jednym lub dwoma paliwami o określonym charakterze chemicznym; np. zamiast benzyny — heptan lub mieszanina heptanu i heksanu. Racjonalne rozwiązanie podgrzewania jest trudne, wskutek czego spotykane urządzenia nieraz szwankują. W silniku sprężarkowym należy uwzględnić ciepło dostarczone przez sprężarkę, co zmniejszy ilość ciepła, dostarczanego przez właściwe podgrzewanie.

Racjonalne rozwiązanie sprawy podgrzewania polega na doprowadzeniu odpowiedniej ilości ciepła i stworzeniu warunków, zapewniających zupełne odparowanie paliwa przed wejściem do cylindra a przynajmniej przed zapłonem. Czas odparowania paliwa nie może wynosić więcej, niż kilka setnych sekundy. Na podstawie wzoru na czas odparowania (por. Hubendick „Spiritusmotoren" przyp. recenzenta), prelegent stwierdził, że czas ten jest tym krótszy im niższe ciśnienie w rurze ssącej, im lepsze rozpylenie w gaźniku, im wyższe ciśnienie nasycenia paliwa w temperaturze powietrza oraz im niższe ciśnienie cząstkowe paliwa przy założonym składzie mieszanki czyli im uboższa mieszanka. Ciśnienie cząstkowe paliwa zależy przede wszystkim od jego rodzaju, n.p. benzyna i alkohol zajmują w mieszance odpowiednio 2 i 7% objętości, co świadczy o ważności podgrzewania tego ostatniego.

Do podgrzewania jest wyzyskiwane ciepło, zawarte w wodzie chłodzącej i spalinach. Łatwe w regulowaniu podgrzewanie elektryczne nie wchodzi w rachubę z powodu nieekonomiczności. Stosowanie do tego celu cieczy chłodzącej również nie jest celowe, gdyż ilość odbieranego przez nią ciepła jest niewielka, a temperatura wynosi do 80°, podczas gdy podgrzewanie powietrza musi nieraz przekraczać 120°. Najracjonalniejsze jest wykorzystanie ciepła spalin, których temperatura przekracza niekiedy 800° C.

Istnieją cztery możliwości podgrzewania: paliwa, powietrza, mieszanki, powietrza i mieszanki. Podgrzewanie paliwa nie pozwala na wprowadzenie potrzebnych ilości ciepła i może wywołać zaburzenia w jego dopływie. W rozpowszechnionym podgrzewaniu mieszanki regulacja stopnia podgrzania jest złudna wobec dużej bezwładności cieplnej, a poza tym temperatura mieszanki nie pozwala na określenie stopnia podgrzania ze względu na nieznajomość stopnia odparowania. Energetycznie najprostsze jest podgrzewanie powietrza, pozwalające na łatwe określenie ilości doprowadzonego ciepła oraz na dogodną regulację. Wadą jego jest trudność racjonalnego kinematycznie ukształtowania rury ssącej, zmienność składu mieszanki z temperaturą i możliwość zaburzeń w wypływie paliwa przy wyższych temperaturach. Bardziej złożone podgrzewanie kombinowane pozwala na wyeliminowanie wad obu systemów.

W dalszym ciągu podał prelegent sposób obliczania ilości potrzebnego ciepła, zakładając uzyskanie najniższej dopuszczalnej temperatury. O temperaturze tej decyduje najmniej lotny ze składników, który przy tej temperaturze może być parą nasyconą suchą, podczas, gdy składniki pozostałe będą w stanie par przegrzanych. Ze względu na oszczędność na cieple i dążenie do wysokiej sprawności wolumetrycznej może opłacać się w pewnych warunkach obranie takiej temperatury końcowej, aby część pary wodnej była skroplona. W praktyce opłaca się nawet wprowadzanie do cylindra części paliwa w stanie ciekłym. Opisana przez prelegenta metoda przeliczenia nie uwzględniała poza podgrzewaniem innych zjawisk cieplnych, jak przewodzenie lub promieniowanie. Temperatura mieszanki nie powinna być niższa od 0° ze względu na obmarzanie gaźnika.

Prelegent podał następnie wyniki przeliczenia dla alkoholu przy ciśnieniu powietrza 1 kg/cm², temperaturze 15°C. i wilgotności 80%, z którego potrzebna temperatura powietrza przed gaźnikiem wypadła 130°. Ponadto przedstawił pod postacią wykresu wyniki pomiarów na silniku Ford,

pracującym na alkoholu. Badano moc, zużycie paliwa i skład spalin przy wzroście temperatury powietrza przed gaźnikiem od 60 do 130°. Maksymum mocy otrzymano przy 60° zaś minimum jednostkowego zużycia paliwa przy 120°, a więc nieco niżej, niż wskazywałaby teoria. Przy tej temperaturze wpływ coraz lepszego spalania zostaje zniwelowany przez pogarszanie się sprawności mechanicznej, towarzyszące spadkowi mocy.

Na zakończenie prelegent stwierdził, że potrzebna intensywność podgrzewania na alkoholu zależy przede wszystkim od składu mieszanki. Z podwyższeniem stopnia sprężania wzrasta ilość ciepła, którą mieszanka pobiera w cylindrze w czasie suwu sprężania, maleje zaś rozporządzalna dla podgrzewania ilość ciepła zawarta w spalinach, przy czym ten drugi wpływ jest silniejszy, aż do stopnia sprężania około 13.

W ożywionej dyskusji poruszano wpływ specyficznych warunków pracy silników lotniczych na sprawę podgrzewania, jak użycie sprężarek, chłodzenie powietrzne wraz z towarzyszącymi mu temperaturami silnika oraz zjawisko obmarzania gaźnika. Omawianie tych zagadnień wyszło na ogół poza zakres wywodów prelegenta. Na pytania *kpt. Krasińskiego*, czy urządzenie pomiarowe zapewniało konieczną w takich wypadkach dokładność i czy próbowano ująć we wzory zależność mocy od temperatur powietrza, prelegent opisał technikę pomiarową, uważając ją za dostatecznie dokładną, i zaznaczył, że zajmowanie się tego rodzaju wzorami nie wchodziło w zakres pomiarów.

Inż. Olszewski omówił wyniki badań z mieszanką alkohol-benzyna o składzie 80—20, która dała w silniku lotniczym moc o 6% mniejszą, zużycie paliwa wyższe, a sprawność ogólną o 24% wyższą. Na hamowni podgrzewanie dawało mniejsze zużycie, zaś próby w locie odbyły się bez podgrzewania z dobrym wynikiem. Uważa, że podgrzewanie do 120° C nie powinno dawać korzyści. Badany był również wpływ stopnia sprężania na silniku Ricardo. W odpowiedzi prelegent zaznaczył, że jego dane dotyczą czystego alkoholu, zaś w próbach inż. Olszewskeigo duże znaczenie miała 20-procentowa zawartość benzyny. Uzyskanie wysokich sprawności jest zjawiskiem naturalnym, towarzyszącym dużym nadmiarom powietrza.

Inż. Litwinowicz omawia szczegóły podgrzewania powietrza w silnikach Wasp. Przy przekładni sprężarki 8:1 stwierdzono optymalne warunki przy podgrzewaniu powietrza do 40°, natomiast przy przekładni 10:1 optymum takiego nie było i podgrzewanie zachowało rację bytu jedynie ze względu na obmarzanie gaźnika. Podkreśla ważność sprawy obmarzania i zapytuje o zależność temperatur silnika od stopnia podgrzania. Prelegent tłomaczy różnicę w obu wypadkach różnymi ilościami ciepła dostarczanymi przez sprężarkę do mieszanki przy różnych przekładniach. Danych co do zmian temperatur silnika nie posiada.

Po zabraniu głosu przez *inż. Czarnockiego* prelegent zgadza się, że temperatura ścianek cylindra ma wpływ na potrzebny stopień sprężania, wobec czego będzie różnica między chłodzeniem wodnym a powietrznym.

Inż. Hauk stwierdza, że w silniku sprężarkowym odpowiednie podgrzanie poprawia spręż i może zwiększyć wysokość nominalną o 500 m. Dla silników powyżej pewnych wysokości nominalnych podgrzewanie nie byłoby konieczne, o ile pominęlibyśmy możliwość obmarzania gaźnika. wskazane byłoby natomiast chłodzenie mieszanki. Sprężarka dla wysokości 4000 m. podgrzewa powietrze o 80° podczas gdy paliwo BAB wymaga tylko 40°. Porównywa układy gaźnik—sprężarka i sprężarka—gaźnik.

Inż. Tuszyński omawia sposoby badania problemów związanych z podgrzewaniem. Z jednej strony należy badać sprawę obmarzania gaźnika, do czego nie potrzeba silnika a wystarczą urządzenia prostsze, a z drugiej strony wpływ podgrzewania na pracę silnika, w szczególności na skłonność do detonacji i na moc. Badania ostatniego rodzaju muszą być prowadzone przy użyciu powietrza sprężonego, wszystkie bowiem nowoczesne silniki lotnicze są zaopatrzone w sprężarki.

Na końcowe zapytanie kol. Czarnockiego, dotyczące detonacji, prelegent wyjaśnia, że zajmowanie się tym zjawiskiem nie należało do zakresu badań. Zresztą użyty silnik Ford miał stopień sprężania cztery z małym ułamkiem i nie wykazywał jakiejkolwiek skłonności do detonacji w związku z czym otrzymane wyniki należy uznać za nieprzenaszalne na silnik lotniczy.

Komunikacja lotnicza — jej zadania i trudności wygłosili dnia 10 grudnia 1937 r. inż. inż. Wacław Makowski i Eugeniusz Roland.

Pierwszą część zebrania zajął inż. Makowski, omawiając możliwości i zadania komunikacji lotniczej. Nawiązując do ostatnich nieszczęśliwych wypadków w światowej komunikacji lotniczej, prelegent stwierdził, że celem odczytów jest danie odpowiedzi na pytania, które się w związku z tym nasuwają: czy było usprawiedliwione narażanie społeczeństwa na skutki katastrof i czy wszystko zrobiono, aby im zapobiec. Dyskutowana niejednokrotnie w związku z wypadkami lotniczymi wina pilota jest w istocie rzeczy mylną w skutkach decyzją pilota. Pilota, kierującego samolotem w chwili niebezpieczeństwa można porównać do chirurga, przeprowadzającego niebezpieczną operację: żadnego z nich nie należy winić za ujemny wynik ich starań, całkowicie niezależny od ich najlepszych chęci.

W dalszym ciągu przeszedł prelegent do omówienia zadań lotnictwa komunikacyjnego. Po krótkim wstępie, charakteryzującym coraz ważniejszą rolę lotnictwa komunikacyjnego, prelegent omówił czynniki, od których zależy jego rola i znaczenie, a więc szybkość, regularność, stopień bezpieczeństwa, komfort, rentowność i zasięg działania. Szybkość jest dziś bezkonkurencyjna i znaczenie jej rośnie z odległością, przebywanych bez lądowania odcinków. Regularność wznosi się stale na coraz wyższy poziom i również jest łatwiejsza do zapewnienia na długich szlakach. Bezpieczeństwo stoi niżej od komunikacji kolejowej, morskiej i regularnej samochodowej, jednak należy pamiętać, że musi ono maleć z szybkością. Ze statystyki, przytoczonej w ostatnim październikowym numerze L'Aeronautique wynika, że w latach 33—35 jeden wypadek śmiertelny w Europie przypadał na trzy i pół miliona kilometrów. W Ameryce stosunek ten jest znacznie korzystniejszy. Komfort stoi bardzo wysoko dzięki wprowadzeniu izolacji akustycznej. W związku z rentownością należy stwierdzić, że opłacalność dotychczas nie istnieje, jednak stan rzeczy wykazuje szybką poprawę. Rentowność komunikacji lotniczej ustępuje zresztą na drugi plan wobec wielkich zadań, jakie ona spełnia w całokształcie życia gospodarczego. Jako wniosek wysuwa prelegent tezę, że skala działania lotnictwa nie może się ograniczyć do małych obszarów.

W dalszym ciągu prelegent przedstawił dzisiejszy stan międzynarodowej komunikacji lotniczej, wyprowadzając stąd wskazania dla naszych prac w tym kierunku. Tej części jego odczytu nie streszczamy, gdyż składały się na nią wyjątki artykułu, tego samego autora, wydrukowanego w Nr. 9 „Technicznych Nowości Laniczych" z 1937 r. (rozdziały „I. Sytuacja ogólna" oraz od części „3. Nasza sytuacja na tle sytuacji światowej" do końca). Referat swój zakończył prelegent stwierdzeniem, że postęp komunikacji lotniczej odbywa się kosztem licznych ofiar, w pełni usprawiedliwiających wielkie cele, którym komunikacja ta powinna służyć.

Inż. Roland rozpoczął swoją część, poświęconą omówieniu organizacji i stanowi bezpieczeństwa komunikacji lotniczej, od omówienia warunków, w jakich pracowało lotnictwo komunikacyjne w początkach swego istnienia. Dzięki ofiarnej i pionierskiej pracy naszego dzielnego personelu lotnictwo przebrnęło tę pierwszą, najcięższą fazę rozwoju mimo wielkich trudności, wyrażających się w braku odpowiedniego sprzętu, nieistnieniu radia, nieodpowiednim stanie lotnisk i in. Przełom w rozwoju naszego lotnictwa komunikacyjnego stanowiło przejęcie go przez państwo w 1928 r. Od tego czasu rozpoczyna się usilna praca, nadążająca za światowym postępem w tej dziedzinie. Postęp ten wyraża się we wprowadzaniu odpowiedniego sprzętu i w rozbudowie lotnisk i przyziemi celem zapewnienia koniecznej regularności i bezpieczeństwa lotu. Obecnie polska komunikacja lotnicza osiągnęła stan, upoważniający do korzystnych porównań z każdym innym środkiem komunikacyjnym.

Wysuwające się na pierwszy plan dążenie do bezpieczeństwa w lotnictwie składa się z następujących elementów: dobór, wyekwipowanie i konserwacja sprzętu, odpowiednie przyziemia, dobra nawigacja i radionawigacja i odpowiedni personel, w szczególności techniczny i latający. Omawianie tych czynników rozpoczął prelegent od podania względów, którymi kieruje się „Lot" przy zakupie nowego sprzętu, rozpatrując kolejno samolot, silnik i wyposażenie. Dłużej zatrzymał się na opisie niektórych nowo-

czesnych przyrządów nawigacyjnych ze względu na ich znaczenie dla bezpieczeństwa lotu. Po omówieniu przyrządów silnikowych zwrócił prelegent uwagę na konieczność przestrzeganej dziś normalizacji w rozmieszczeniu wszelkiego rodzaju przyrządów na tablicy pilota.

Do innych elementów, związanych z bezpieczeństwem lotu, należą klapy do lądowania, lodochrony, gaśnice i inne. Poza tym każdy samolot jest zaopatrzony w instalację elektryczną a wreszcie w potrzebne typy radiostacji. Jest ich trzy: korespondencyjna, goniometryczna i specjalna krótkofalowa, służąca do nawigacji bezpośrednio przed lądowaniem.

Przed prowadzeniem nowego typu samolotu na linię przeprowadzane są próby eksploatacyjne, których zadaniem jest przede wszystkim wyszkolenie personelu technicznego i latającego. W wyniku prób tego rodzaju są opracowywane normy czynności, których okresowe wykonywanie jest warunkiem bezpieczeństwa. Bliższy sposób rozwiązania tych zagadnień w „Locie" został przez prelegenta szczegółowo przedstawiony.

Wielką rolę w zapewnieniu lotnictwu komunikacyjnemu bezpieczeństwa spełnia służba bezpieczeństwa. Można ją podzielić na dwie główne grupy: technicznej strony zabezpieczenia lotów i strony meteorologicznej. Do zabezpieczenia strony technicznej konieczny jest cały układ radiostacji, zapewniający łączność z samolotem oraz łączność poszczególnych portów pomiędzy sobą. Służba meteorologiczna zaopatruje pilotów w potrzebne informacje z tej dziedziny.

Zabezpieczenie lotów przez omówioną służbę bezpieczeństwa spoczywa głównie w rękach państw, co się tłomaczy międzynarodowym charakterem tej służby, potrzebnej wszystkim towarzystwom lotniczym, których linie przechodzą przez dany kraj. Stan rzeczy w tej dziedzinie został u nas doprowadzony do poziomu europejskiego minimum. Prelegent zwrócił specjalną uwagę na znaczenie informacji meteorologicznych, których charakter jest wybitnie międzynarodowy. W tej dziedzinie warunki pracy „Lotu" są jeszcze bardzo prymitywne, gdyż państwa, przez które prowadzą jego szlaki, nie posiadają na ogół własnego lotnictwa komunikacyjnego, zaś w naszym kraju odczuwa się brak środków.

Przedstawione przez prelegenta warunki to dopiero połowa bezpieczeństwa, zaś pozostała jego część spoczywa na barkach załogi. W czasie pogody dokładna znajomość trasy ułatwia pilotowi jego zadanie w bardzo wielkim stopniu, trudności zaczynają się dopiero przy nieodpowiednich warunkach atmosferycznych. W tych warunkach prawdziwe trudności powstają przy długich i niedostatecznie wyekwipowanych trasach, gdy łączność z goniometrami naziemnymi jest niewystarczająca. Dużą pomoc stanowią goniometry pokładowe, pozwalające na samodzielne ustalanie położenia przez załogę samolotu. Bardzo odpowiedzialnym zadaniem jest lądowanie bez widoczności, wymagające od pilota bezwzględnego podporządkowania się instrukcjom kierownika ruchu. Poza używaną obecnie metodą „ZZ" są w opracowywaniu metody lepsze, jeszcze jednak nie dojrzały one do wprowadzenia.

W dalszym ciągu przeszedł prelegent do omawiania sprawy doboru i szkolenia personelu. Piloci mają za sobą poza długotrwałym przeszkoleniem na liniach krajowych i egzaminem w Ministerstwie Komunikacji jeszcze naukę ślepego pilotażu, zaczerpniętą w szkole Farmana pod Paryżem oraz przeszkolenie w ślepych lądowaniach (DLH w Berlinie). Przez ścisły kontakt z zagranicą jest zapewniona łączność z najnowszymi zdobyczami techniki lotniczej. Pełnowartościowy jest również personel radiooperatorów i mechaników. Przedmiotem ścisłem opieki jest wreszcie zdrowie personelu, kontrolowane przez I.B.L.L. i przez własną poradnię. W tych warunkach wypadki, które określa się jako „z winy pilota" nie mają w sobie czynnika świadomego wykonania rzeczy złej, a są tego samego rodzaju zjawiskiem, jakie może wystąpić z każdym tworem ludzkiej techniki a więc i z ich twórcą-człowiekiem.

Technika zabezpieczenia lotów nie daje jeszcze dostatecznego rozwiązania we wszystkich dziedzinach. Do opanowania pozostały jeszcze sprawy obmarzania i lądowania na ślepo przy bardzo złych warunkach atmosferycznych. Obmarzanie, które wystąpiło na widownię dopiero z chwilą wprowadzenia samolotów bardzo szybkich w 1935 r., jest dziś przedmiotem bardzo poważnych badań na całym świecie. Najlepsze z istniejących lodochrony firmy Goodrich, stosowane przez „Lot", nie eliminują obmarzania a jedynie osłabiają je. W razie istnienia możliwości zamarzania samoloty nie są wypuszczane. Również lądowanie na ślepo zostało rozwiązane jedynie połowicznie.

Polskie lotnictwo komunikacyjne chlubiło się do niedawna nigdzie niespotykanym stanem bezpieczeństwa, do 1936 bowiem roku nie było w nim żadnych wypadków. Przeżywany obecnie okres niepowodzeń zbiega się z podobnym stanem rzeczy na całym świecie, z czego wynika, że za postęp nie płacimy więcej, niż inne narody. Mimo to usilna praca nad dalszym postępem jest konieczna.

Reasumując, prelegent stwierdził, że pomimo posiadania wyborowego sprzętu i personelu „Lot" nie rozporządza dostatecznie wysoko stojącymi instalacjami przyziemi; celem ulepszenia stanu rzeczy tej dziedzinie została powołana z inicjatywy Polski w 1934 r. konferencja aeronautyczna Państw Bałtyckich i Bałkańskich, odbywająca swoje sesje raz do roku. Wezwaniem do spokoju, zaufania i rzeczowego ustosunkowania się do wysiłków „Lotu" zakończył prelegent swój interesujący odczyt.

Dyskusję rozpoczął przewodniczący zebrania, *inż. Challier*, omawiając dzisiejszy stan techniki i potrzeb lotnictwa w dziedzinie samolotów. Po osiągnięciu pewnego stabilizującego się poziomu szybkości (ok. 350 km/godz.) jest zwracana specjalna uwaga na inne czynniki. Do nich należy stateczność samolotu, ważna zwłaszcza przy lotach bez widoczności, zmniejszenie sił, koniecznych dla sterowania, obniżenie szybkości lądowania, uzyskiwane przy pomocy klap, skrócenie startu (śmigła o zmiennym skoku). Czynniki te mówca bliżej omówił. Następnie zwrócił uwagę na wprowadzany obecnie nowy typ podwozia, znacznie ułatwiający lądowanie; jest to podwozie o trzech kołach, które będzie zastosowane na nowym samolocie Douglas DC4. Za wybitny postęp należy uznać zdobytą obecnie w Stanach Zjednoczonych Am. Półn. umiejętność budowania samolotów, których własności lotu odpowiadają zgóry założonym wartościom liczbowym. Pod względem wytrzymałości samoloty zapewniają niespotykany dawniej stopień bezpieczeństwa dzięki opanowaniu nowoczesnych metod obliczeniowych i umiejętnemu przeprowadzaniu prób oficjalnych.

O dzisiejszym stanie techniki w dziedzinie silników lotniczych mówił *dyr. Seńkowski*, stwierdzając na początku, iż doszły one do takiego stopnia doskonałości, że przestaje się o nich mówić. Od silników wymaga się małego ciężaru jednostkowego, niskiego zużycia paliwa, odpowiedniego układu. Dużą rolę gra ponadto system chłodzenia oraz koszty nabycia i eksploatacji. Przystępując do omawiania dalszych możliwości rozwojowych, mówca rozpoczął od silników Diesla, stwierdzając, że ich główna zaleta, niskie zużycie jednostkowe, jest coraz bardziej zagrażana przez nowoczesne silniki benzynowe, zaś zmniejszenie niebezpieczeństwa pożaru, osiągalne jakoby dzięki tym silnikom, jest również problematyczne. Z drugiej strony silniki Diesla mają znacznie wyższy ciężar jednostkowy w stosunku do mocy startowej, wobec czego wprowadzenie ich do lotnictwa w miejsce benzynowych nie posiada w obecnym stanie techniki szans. Wielki postęp obserwujemy w dziedzinie paliwa, którego liczba oktanowa z 87 podniosi się na 100. Górna granica mocy silników jest obecnie wyznaczona nie tyle przez możliwości konstruktora silników ile przez inne względy, jak n. p. ciężar śmigła. Raczej idzie się w kierunku zwiększenia ilości silników na samolocie, sięgającej dziś czterech. Główna praca rozwojowa będzie zwrócona w kierunku obniżenia jednostkowego zużycia paliwa i zwiększenia nadmiaru mocy, ważnego ze względu na start i na możliwości lotu na zmniejszonej ilości silników w razie uszkodzenia jednego z nich. Postęp wyrazi się również w ułatwieniu czynności obsługi i w zwiększeniu żywotności silników.

Dr. Pawlikowski omówił znaczenie oświetlenia. Pierwsze próby w tej dziedzinie nie spełniły oczekiwań, chciano bowiem aby światło nocne umożliwiło lot we wszelkich warunkach atmosferycznych. Po wprowadzeniu przyrządów i radia okazało się, że oświetlenie tras posiada wielkie znaczenie jako czynnik uzupełniający, zabezpieczający pilotowi większą pewność lotu. Odpowiednie oświetlenie (reflektory, rakiety i in.) odgrywa również wielką rolę jako pomoc przy lądowaniu. W Polsce znaczenie oświetlenia jest doceniane, o czym świadczy ukończenie świetlnej sygnalizacji trasy do Berlina i przygotowywanie dalszych prac z tej dziedziny.

Dr. Blaton zajął się sprawą meteorologii, uzasadniając jej znaczenie dla lotnictwa m. in. tym, że w bieżącym

roku odbyły się za granicą cztery konferencje z tej dziedziny. Po oświetleniu roli meteorologii w przygotowaniu i wspomaganiu przelotu mówca podkreślił znaczenie meteorologii dla pilotów, którzy muszą świetnie znać klimaty przelatywanych krajów. Jednym z najważniejszych warunków dalszego rozwoju lotnictwa jest ulepszenie metod oceny pogody.

Mjr. dr. Hantke mówił o opiece nad stanem zdrowia pilotów. Zajmuje się nią Instytut Badań Lotniczo - Lekarskich, przestrzegając bardzo surowych wymagań międzynarodowych, którym piloci muszą odpowiadać. Ponadto „Lot" rozporządza własnym lekarzem, sprawującym stałą opiekę nad personelem latającym.

Pplk. Pawlikowski podkreślił znaczenie, jaką ma dla pilota siła moralna, t. zw. „serce". Ta właśnie cecha decyduje o zachowaniu się pilota w trudnych warunkach lotu i może być zdobyta jedynie w wyniku długiego doświadczenia. O zmarłym tragiczną śmiercią pilocie Dmoszyńskim jako o swoim byłym podwładnym wypowiada mówca jaknajlepszą opinię.

Mjr. Skarżyński przytacza jeszcze jeden argument za otwarciem polskiej komunikacji z dalekimi krajami, mianowicie znaczenie jej dla wzmocnienia łączności z emigracją. Z własnego doświadczenia wie, jakie wrażenie sprawia na naszym emigrancie zetknięcie się z polskim samolotem. Większe możliwości w tym kierunku widzi w Ameryce Południowej, gdzie emigranci polscy mniej ulegają wpływowi obcej cywilizacji, niż w Stanach. Uważa przewóz poczty za imprezę opłacalną, możliwą do uruchomienia małym nakładem kosztów. Kończy wnioskiem o możliwe szybkie zorganizowanie połączenia lotniczego Polski z Ameryką Południową.

Min. Bobkowski podkreślił znaczenie odczytów i obiecał poparcie władz dla dalszego rozwoju komunikacji lotniczej.

Inż. Karpiński zapytuje, co zostało zrobione celem zapobieżenie obmarzaniu samolotów po zeszłorocznym wypadku „Lotu", na jakich lotniskach są zainstalowane radiolatarnie, czy opracowano dla poszczególnych lotnisk minama warunków meteorologicznych, jak się przedstawia sprawa decyzji startu w razie niepewnych warunków atmosferycznych i czy warunki pracy pilotów „Lotu" są współmierne do odgrywanej przez nich roli. Na pytania te odpowiedział dyr. Makowski, stwierdzając, że natychmiast po zeszłorocznym wypadku zakupiono najlepszy wówczas typ lodochronów i w dalszym ciągu śledzi się za postępem techniki w tej dziedzinie. Radiolatarnie są dotychczas zainstalowane dopiero na trzech lotniskach i przewidziane są dalsze. Dla każdego lotniska jest ustalone pewne minimum warunków atmosferycznych, poniżej którego dolot jest wstrzymany. Decyzja startu w specjalnie łatwych lub trudnych warunkach nie budząca wątpliwości, w warunkach wątpliwych zależy w ostatecznej instancji od pilota. Stwierdza, że piloci „Lotu" przywiązani do swojego zawodu i ceniący sobie spełnianie obowiązków, są z warunków swej pracy zadowoleni.

Inż. Kałużyński mówi o radiolatarniach dużej mocy służących dla radionawigacji. Z nimi wiąże się przeniesienie goniometru na samolot, znacznie zwiększające samodzielność samolotu. Europa zachodnia jest już zaopatrzona w całą sieć triangulacyjną, służącą temu celowi. Sieć taka, dotychczas u nas brakująca, powinna być jaknajszybciej utworzona i włączona do zachodnio - europejskiego systemu.

WIADOMOŚCI ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH.

Z braku miejsca nadesłany wykaz patentów na wynalazki z dziedziny lotnictwa zostanie zamieszczony w numerze następnym

NOWE WYDAWNICTWA

WERKSTOFFKUNDE FÜR DEN FLUGZEUG UND MOTORENBAU przez ing. Cl. Böhne. Zeszyt 28 zbioru Flugzeugbau und Luftfahrt. 129 str. form A5 z 86 rysunkami. Berlin 1937. C. I. E. Volckmann. Cena w oprawie 3.40 RM.

Jest to zbiór danych o aktualnych materiałach lotniczych, stosowanych w Niemczech (wyjąwszy paliwa i smary oraz półfabrykaty).

Autor w przedmowie oświadcza, iż praca przeznaczona jest w pierwszym rzędzie dla technicznego personelu latającego, następnie dla studiujących konstrukcje lotnicze, i wreszcie dla konstruktorów. Książka zawiera prawie wszystkie materiały konstrukcyjne, stosowane w lotnictwie niemieckim. Autor w zwięzłej i dostępnej dla ogółu formie podaje główne własności materiału oraz ich zastosowanie, powołując się zawsze na normy DIN oraz na lotnicze warunki techniczne.

Dla inżyniera praca Böhna może mieć znaczenie przewodnika, dającego tylko ogólne pojęcia, które należy uzupełnić przez normy i warunki techniczne zaznaczone w tekście.

Na końcu książki skorowidz zawiera pokaźną liczbę (236) materiałów w stosunku do ilości stron (129), co świadczy o pobieżnym traktowaniu. Mimo to, przy wzięciu pod uwagę celowych założeń, jakie sobie postawił autor, stwierdzić należy, że zostały one wypełnione, dzięki czemu literaturze technicznej przybyło potrzebne i wartościowe dzieło.

K. W.

W. I. Nr 1, listopad 1937. Wydawnictwo Wspólnoty Interesów Górniczo - Hutniczych Sp. Akc.

Pierwszy numer nowego wydawnictwa propagandowego Wspólnoty Interesów zawiera następujące rozdziały: Geneza „Wspólnoty Interesów"; W poszukiwaniu rudy żelaznej w Polsce; Stal szlachetna w budownictwie żelbetowym z następującymi po tym sprawozdaniami z dwóch wydawnictw z tej dziedziny; Blacha panwiowa, praktyczne pokrycie dachu; Pokłosie tygodnia obrony przeciwpożarowej państwa; 68 lat budowy dźwigów huty „Zgoda"; Nowe niemieckie normy do obliczeń żurawi i torów żurawiowych; Wagon motorowy P. K. P. wykonany przez warsztaty w Chorzowie; na zakończenie zeszytu zamieszczono szereg zdjęć, przedstawiających niektóre z pośród dostaw wykonanych ostatnio przez przedsiębiorstwa, wchodzące w skład Wspólnoty Interesów. Całość zajmująca 40 stron i zawierająca 34 rysunki i fotografie stoi pod względem wydawniczo - estetycznym bardzo wysoko i niewątpliwie przyczyni się w walnej mierze do spełnienia ważnych zadań propagandowych, stojących przed „Wspólnotą Interesów".

Mimo niewątpliwego zadowolenia, jakie sprawia nam nowe wydawnictwo, nie możemy się powstrzymać od wyrażenia uczucia żalu z powodu pominięcia w nim tak ważnej dziś dziedziny działalności każdego wielkiego przemysłu, jaką jest współpraca z przemysłem lotniczym i motoryzacyjnym. Nie wątpimy, że braki te zostaną powetowane w następnych zeszytach, których z niecierpliwością będziemy oczekiwać.

J. T.

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18.00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi (rozrachunek Nr. 283), wolnymi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI. REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 35**

Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI **tel. 2.08.52, godziny przyjęć: administracja — codziennie w godz. 18—20; redaktor—wtorki, czwartki i soboty 18—19.**

4453 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59.